TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK V. WARSZAWA – LUTY 1937 r. Nr. 2

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

TREŚĆ:

O KONSTRUKCJI I PRACY AMORTYZATORÓW OLEJO-POWIETRZNYCH*)

Inż. PIOTR BIELKOWICZ

1. Lepkość

W poprzednim artykule rozważyliśmy pracę amortyzatorów z pominięciem lepkości cieczy, w nich używanej. Obecnie wprowadzimy lepkość do naszych rozważań. Przypomnijmy sobie zasadnicze określenie lepkości. Wyobraźmy sobie przepływ laminarny płynu. Warstwy jego przesuwają się równolegle do pewnej płaszczyzny stałej.

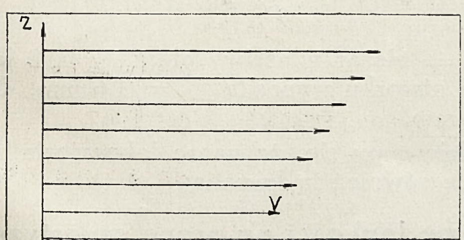
Załóżmy, że prędkość każdej warstewki jest funkcją jej odległości od danej płaszczyzny stałej: $v = \varphi(z)$. Każda warstwa ma więc inną prędkość, niż sąsiednia. Wówczas tarcie wewnętrzne powstające na granicy dwóch warstw jest równoległe do v. Wartość siły tarcia wyraża się wzorem

$$f = \eta \, s \, \frac{dv}{dz}$$

η — spółczynnik bezwzględny lepkości;

s — powierzchnia styczności obu warstw;

$\frac{dv}{dz}$ — przedstawia spadek szybkości płynu w kierunku prostopadłym do s.



Rys. 1.

*) Druga część odczytu wygłoszonego na zebraniu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych, dn. 11.XII.1936 r. Pierwsza część napisana przez inż. Korsaka została umieszczona w numerze poprzednim.

η ma wymiar ilości ruchu przypadającej na jednostkę powierzchni $\frac{\text{kg} \cdot \text{sek}}{\text{cm}^2}$

Używany jest również kinematyczny spółczynnik lepkości $\vartheta = \frac{\eta}{\rho} = \frac{\eta}{\gamma} g$, gdzie γ = ciężar właściwy cieczy, zaś ρ jej gęstość. Jego wymiar m^2/sek. Podawane w tablicach stopnie Englera, które oznaczamy jako E, wyrażają stosunek czasu wypływu pewnej objętości cieczy w temperaturze t^0 do czasu wypływu równej objętości wody w temperaturze 20^0 C przez rurę przyrządu Englera. $E = \frac{\Theta}{\Theta'}$.

Znając lepkość w stopniach Englera możemy wyznaczyć jej wartość bezwzględną zapomocą wzoru Ubbelohde'a.

$$10^6 \cdot \vartheta = 7{,}24 \cdot E - \frac{6{,}25}{E}$$

Weźmy np. olej Vacuum S 2069, którego gęstość w temperaturze ok. 0^0 wynosi 0,89; lepkość Englera $E = 10$. Obliczamy wartość η

$$\eta = 6{,}4 \cdot 10^{-7} \frac{\text{kg.sek.}}{\text{cm}^2}$$

Temperatura krzepnięcia tego oleju znajduje się w pobliżu -50^0 C. Lepkość w niskich temperaturach szybko wzrasta. Według Thorpe'a i Rodger'a zmienność ta wyraża się wzorem

$$\eta = A \frac{1}{(t+a)^n}$$

Dla cieczy tłustych $n = 1{,}9$. Spółczynniki a i A można wyznaczyć, znając η dla dwóch danych temperatur.

W poprzednim artykule było przyjęte, że spadek ciśnienia powstający dzięki lepkości podczas przepływu przez otworek o małej średnicy jest liniowo proporcjonalny do prędkości przepływu.

$$\Delta p = B' \cdot v$$

Dla wyznaczenia spółczynnika B' załóżmy, że otworek ma kształt dosyć długiej rurki. Wówczas przepływ odbywa się w sposób laminarny, co pozwala zastosować wzór Poisseuille'a. Jeżeli Prędkość wypływu wynosi u, to wydatek oleju będzie

$$Q = \mu \cdot f \cdot u$$

f = pole przekroju otworka

μ — spółczynnik wypływu zależny od kształtu brzegów otworu. Załóżmy, w przybliżeniu, $\mu = 1$.

Jeżeli przez F oznaczymy pole tłoka, zaś przez v jego szybkość, to otrzymamy równość

$$Q = f \cdot u = F \cdot v; \quad \text{stąd} \quad u = v \cdot \frac{F}{f}.$$

w/g Poisseuille'a

$$\Delta p = \frac{128}{\pi} \cdot \frac{Q \eta l}{d^4}$$

gdzie l jest długością rurki otworka, zaś d jego średnicą; podstawiając $\pi d^2 = 4 f$ mamy

$$B'v = \frac{32 \cdot F \cdot v \cdot \eta \cdot l}{f \cdot d^2};$$

stąd

$$B' = 32 \cdot \frac{l}{d^2} \cdot \frac{F}{f} \cdot \eta$$

Wartość spółczynnika B w równaniu pracy amortyzatora

$$B = \frac{2}{M} \cdot F \cdot B' = \frac{2}{M} \cdot \frac{F}{f} \cdot F \cdot \frac{l}{d^2} \cdot \eta$$

gdzie M masa, przypadająca na amortyzator.

Równanie ruchu tłoka będzie teraz miało postać

$$\frac{dv^2}{dx} + A v^2 + B v + C(x) = 0$$

Podstawiając $\eta = 6{,}4 \cdot 10^{-7} \frac{\text{kg.sek.}}{\text{cm}^2}$; $l \cong 1{,}5$ cm;

$d = 0{,}58$ cm; $F = 38{,}5$ cm^2; $f = 0{,}2645$ cm^2; $\frac{F}{f} = 146$;

$M = 4{,}44 \frac{\text{kg. sek}^2}{\text{cm}}$ otrzymamy $B = 0{,}093 < 0{,}1$.

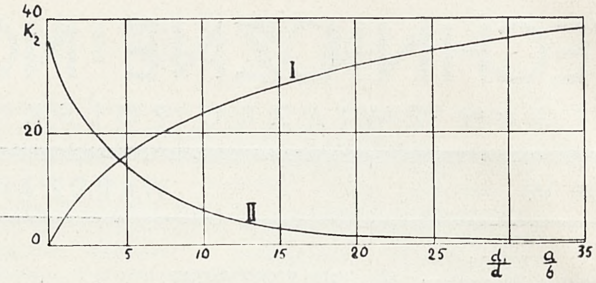
Przy tych samych danych $A = 0{,}219 \frac{1}{\text{cm}}$

Przy wartościach $v > 10$ cm/sek można pominąć wyraz Bv wobec wielkości wyrazu $A \cdot v^2$.

Co innego może nastąpić w niskich temperaturach względnie przy użyciu cieczy bardziej lepkiej.

Rodzaj otworu i rząd prędkości wypływu grają również wielką rolę.

Spółczynnik μ charakteryzujący wypływ występuje we wzorze na wydatek: $Q = \mu \cdot f \cdot u$.



Rys. 2.

Zakładamy zwykle, że $\mu = 0{,}65 — 0{,}70$. W rzeczywistości μ jest zmienny w zależności od kształtu otworu i charakteru brzegów (zaokrąglone lub ostre).

Dumez podaje następujący wzór wyrażający opór oleju podczas przejścia przez otwór

$$P = \frac{BV^2 + CV}{f^2}$$

Interesuje nas obecnie spółczynnik C zależny od lepkości cieczy i charakterystyk otworu

$$C = \frac{\eta}{g} \frac{k_1}{k_2} \delta F^2$$

η — lepkość bezwzględna oleju w $\frac{\text{gr sek.}}{\text{cm}^2}$

k_1 — spółczynnik zależny od stanu brzegów otworu, dla brzegów ostrych $k_1 = 0{,}6$, dla zaokrąglonych $k_1 = 1{,}2$;

k_2 — spółczynnik zależny od kształtu przekroju otworu, dla przekroju kołowego $k_1 \cong 40$, dla pierścieniowego i prostokątnego podajemy wykres k_2 w funkcji stosunku boków lub średnic; I krzywa dla przekroju pierścieniowego II krzywa dla przekroju prostokątnego

δ = długość otworu (grubość ścianki).

Dla ścianek bardzo cienkich $\delta \cong 0$, wówczas i $C = 0$.

Wzór powyższy stosuje się tylko dla szybkości wypływu u nie przekraczających 40 — 50 m/sek, przy większych prędkościach następuje rozrywanie strugi.

Dumez na podstawie doświadczenia sporządził wykres, odkładając na osi rzędnych różnicę ciśnień po obu stronach otworu (rys. 3).

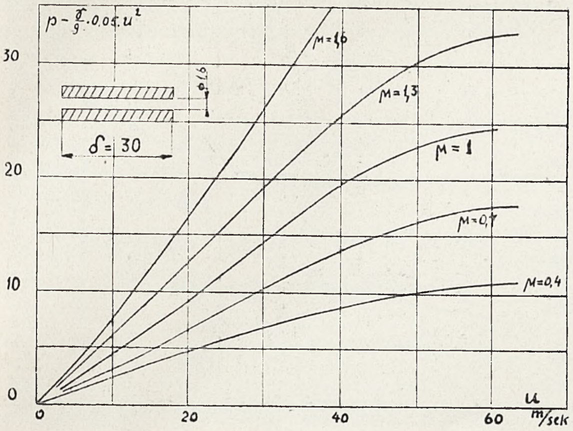
$$p - 0{,}05 \frac{\gamma}{g} u^2 \quad \text{w kg/cm}^2$$

gdzie γ = ciężar właściwy oleju = 0,92 kg/dm^3. Średnica otworku wynosiła $\varnothing$ = 1,6 mm, długość δ = 30 mm.

Spodziewamy się, że nasze laboratoria zainteresują się również tą kwestią.

2. Wpływ lepkości na pracę amortyzatora.

Narazie rozważymy wypadek b. lepkiej cieczy, biorąc $\eta = 4{,}8 . 10^{-5} \frac{\text{kg. sek.}}{\text{cm}^2}$ otrzymamy wówczas wartość spółczynnika $B = 6{,}97 \cong 7$.



Rys. 3.

Rozważmy więc równanie

$$\frac{dv^2}{dx} + Av^2 + Bv + C(x) = 0.$$

Równanie w postaci uproszczonej

$$\frac{dv^2}{dx} + Av^2 + C(x) = 0$$

dawało się łatwo rozwiązać. Podstawieniem $z = v^2$ sprowadzamy go do liniowego, a następnie rozwiązujemy podstawieniem $z = u.\ y$.

Natomiast równanie w pełnej postaci przedstawia większe trudności. Do jego rozwiązania użyłem mało u nas znanej metody graficznej, którą podam tu w skrócie.

Podstawimy w równaniu $\frac{dv}{dx} = p$, otrzymujemy postać

$$2pv + Av^2 + Bv + C(x) = 0 \quad . \quad . \quad (1)$$

Załóżmy teraz, że p jest pewnym parametrem, któremu nadajemy pewne dowolne stałe wartości. Możemy rozwiązać równanie względem v

$$v = \frac{-(B+2p) \pm \sqrt{(B+2p)^2 - 4A \cdot C(x)}}{2A}$$

innymi słowy wyrażamy v jako funkcję x i p

$$v = f(x, p) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Nadajemy p pewną stałą wartość p_1 i wykreślamy krzywą $v = f(x, p_1)$.

Następnie nadajemy p inną stałą wartość p_2 i wykreślamy znowu v w funkcji zmiennej x. Otrzymamy 2-gą krzywą $v = f(x, p_2)$ i t. d.

Jeżeli wartości $p_1, p_2, p_3 \ldots p_n$ wzrastają stopniowo w ten sposób, że liczby $p_2 - p_1$, $p_3 - p_2$ i t. d. są dostatecznie małe, to pokryjemy interesujący nas obszar rysunku siatką krzywych tak zwanych izoklin. Wzdłuż każdej takiej krzywej spółrzędne jej punktów v i x spełniają równanie (1), w którym zamiast zmiennej wartości p została podstawiona pewna stała wartość p_n.

W chwili początkowej mamy $x = 0$, $v = v_0$, gdzie v_0 jest szybkością początkową uderzenia, znaną skądinąd. Podstawiając te wartości do równania (1) wyznaczamy wartość początkową p_0. Teraz z punktu o spółrzędnych $x = 0$, $v = v_0$ poprowadźmy odcinek prostej pod kątem α_0 takim, że $\operatorname{tg} \alpha_0 = p_0$. Odcinek ten przedłużamy aż do przecięcia się z krzywą p_1 naszej siatki. Dzielimy go w przybliżeniu na połowę i z jego środka wykreślamy następny pod kątem α_1, przyczym $\operatorname{tg} \alpha_1 = p_1$.

Odcinek ten prowadzimy do przecięcia się z krzywą p_2; część odcinka zawartą między krzywemi p_1 i p_2 dzielimy na pół i ze środka jego wyprowadzamy 3-ci odcinek pod kątem α_2 takim, że $\operatorname{tg} \alpha_2 = p_2$ i t. d. Jeżeli siatka izoklin została wykreślona dosyć gęsto, wówczas dokładność metody jest zupełnie zadawalniająca. Dla przykładu podaję na wykresie rozwiązanie równania uproszczonego. (Rys. 4).

$$\frac{dv^2}{dx} + A v^2 + C(x) = 0$$

albo

$$2vp + Av^2 + C(x) = 0$$

równania izoklin w tym wypadku mają postać

$$v = \frac{-p \pm \sqrt{p^2 - AC(x)}}{A}$$

Biorąc w chwili początkowej $v_0 = 80{,}6$ cm/sek. (por. artykuł w poprzednim numerze), wyznaczamy $p_0 = -8{,}54$.

Nadajemy teraz parametrowi p kolejne wartości -10, -15, -20, -30, -40, -60, -80, -100, -150, -200 i obliczamy spółrzędne kolejnych izoklin.

np. $p = -40$

x	2,10	2,52	2,94	3,36	3,78	4,20	cm
v	6,12	8,74	12,51	17,81	26,26	40,98	cm/sek.

itd.

Po wykreśleniu siatki izoklin rozwiązujemy graficznie równanie. W chwili końcowej $v = 0$; $p \longrightarrow -\infty$ jak to widać ze wzoru

$$p = -\frac{Av^2 + C(x)}{2v}$$

gdy v zmierza do 0.

Otrzymujemy skok równy 4,2 cm., czyli dokładnie tyle co otrzymany poprzednio metodą analityczną.

Zaznaczam, że naszkicowałem tu jedynie przybliżony sposób stosowania metody izoklin do całkowania równań różniczkowych. Metoda ta przewiduje dalsze przybliżenia, które tu pomijam.

Weźmy teraz równanie pełne

$$\frac{dv^2}{dx} + Av^2 + Bv + C(x) = 0$$

Jak w poprzednim wypadku $v_0 = 80{,}6$ cm/sek. Zakładamy, że $B = 6{,}97$.

Ogólne równanie rodziny izoklin przedstawia się wzorem

$$v = \frac{-(B+2p) \pm \sqrt{(B+2p)^2 - 4A \cdot C(x)}}{2A}$$

Jak w poprzednim wypadku nadajemy parametrowi p kolejne wartości: — 10, — 15, — 20 itd. Układamy tablice spółrzędnych dla każdej izokliny i wykreślamy siatkę. Rozwiązanie podajemy na rysunku 5.

Jak należało się spodziewać tłok zatrzymuje się po wyczerpaniu energii kinetycznej uderzenia już po przebyciu drogi x = 3,82 cm., zamiast 4,20.

Wykreślamy dla obu wypadków siły działające na tłok w funkcji skoku.

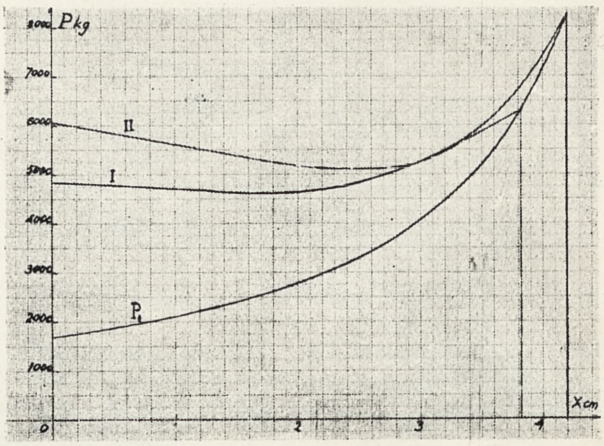
Siła wypadkowa na tłok

$$P = \frac{M}{2}(Av^2 + Bv) + P_1$$

gdzie $P_1 = P_x + T$.

P_x = t. zw. siła statyczna z równania politropy

T = siła tarcia (por. poprzedni artykuł)



Rys. 6.

Przy $B = 0$

$P = 0,485v^2 + P_1 \ldots$ (I)

przy $B = 6,97$

$P = 0,485\ v^2 + 15,47\ v + P_1$ (II)

Znając v jako funkcję x z wykresów 4 i 5 układamy tabelki wartości P w funkcji x. Wykreślamy krzywe I i II. (Rys. 6)

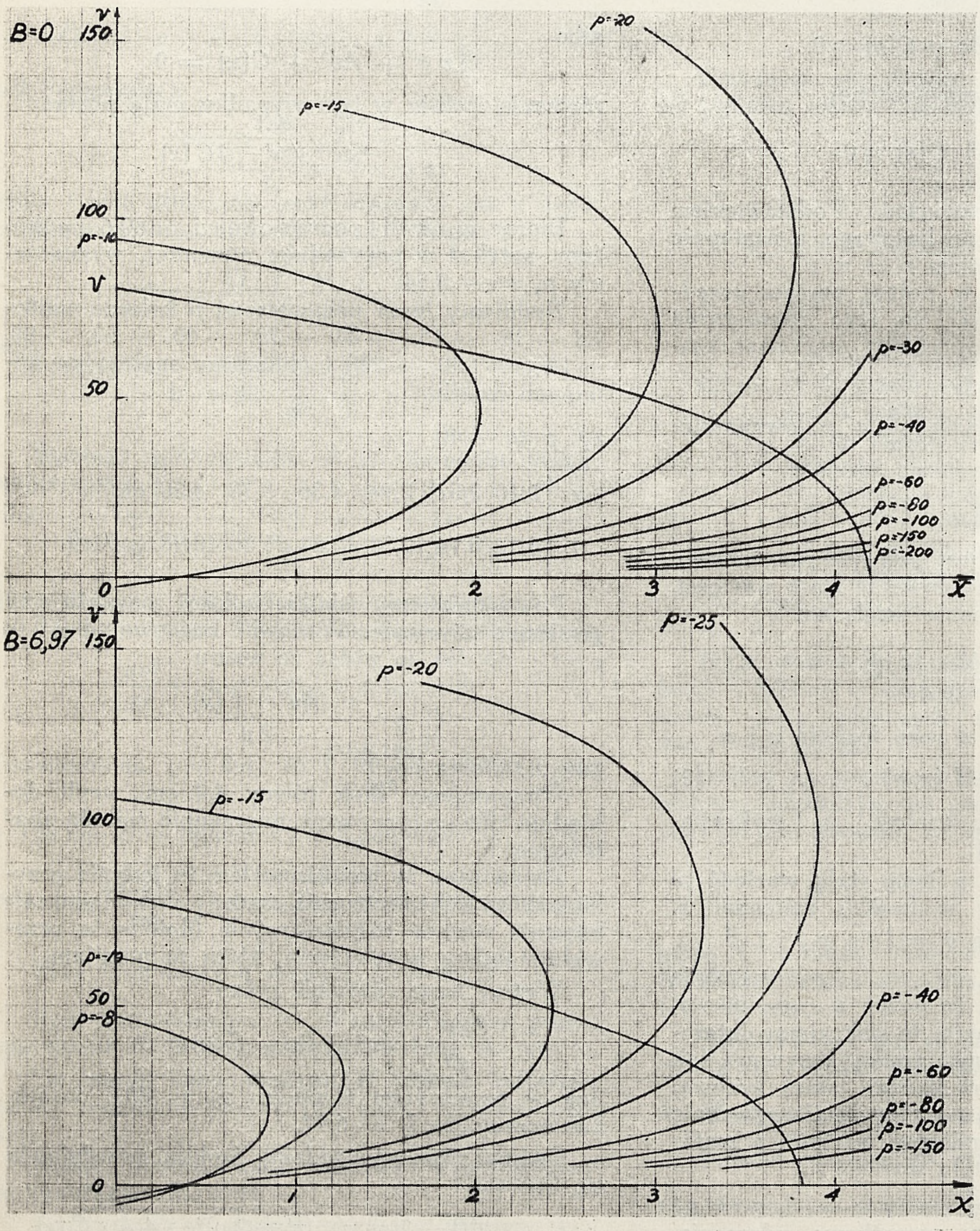
Planimetrowanie pól obu krzywych powinno dać tę samą wartość energii uderzenia; w rzeczywistości otrzymałem dla krzywej I E=220 kgm, dla krzywej II E = 224 kgm.

Może to posłużyć jako sprawdzian dokładności rozwiązania metodą izoklin.

3. Wpływ przekładni na pracę amortyzatora.

Przejdźmy teraz do innego zagadnienia. Dotychczas zakładaliśmy, że masa obciążająca amortyzator jest wielkością stałą. Jeżeli jednak weźmiemy układ podwozia typu nożycowego, to przekonamy się, że tak nie jest w rzeczywistości, wobec istnienia przekładni ruchu między amortyzatorem a kołem.

Jeżeli kierunki sił są pionowe, to jako ramiona d ź w i g n i przyjmujemy Z_C i Z_B. (Rys. 7).



Rys. 4. (u góry) i rys. 5. (u dołu).

W poprzednim artykule wyznaczono wzór na masę zredukowaną obciążającą amortyzator

$$M_{red} = \frac{Q}{g}\left(\frac{Z_B}{Z_C}\right)^2$$

Q = część ciężaru samolotu przypadająca na dany amortyzator,

$g = 981$ cm/sek.²

Przy nieugiętym amortyzatorze mamy

$$Z_C = 36{,}1 \text{ cm}, \quad Z_B = 85{,}6 \text{ cm}.$$

$$M_{red} = \frac{775}{981}\left(\frac{85{,}6}{36{,}1}\right)^2 = 4{,}44\,\frac{\text{kg} \cdot \text{sek}^2}{\text{cm}}$$

lecz stosunek $\frac{Z_B}{Z_C}$ ma wartość zmienną i jest funkcją skoku amortyzatora.

Niech $OC = l_1$; $OB = l_2$

W chwili początkowej kąty osi ramion dźwigni z osią poziomą są odpowiednio α_1 i α_2

$$Z_C = l_1 \cdot \cos\alpha_1$$

$$Z_B = l_2 \cdot \cos\alpha_2$$

Wskutek ugięcia amortyzatora kąty te doznają przyrostu γ;

$$Z_C = l_1 \cdot \cos(\alpha_1 + \gamma); \quad Z_B = l_2 \cdot \cos(\alpha_2 - \gamma)$$

gdzie γ jest funkcją skoku amortyzatora więc

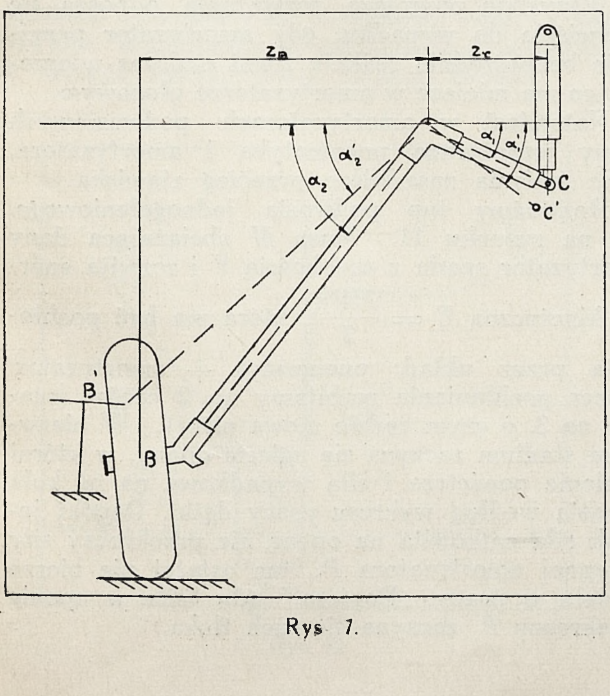
$$M_{red} = \frac{Q}{g}\left(\frac{l_1 \cos(\alpha_1 + \gamma)}{l_2 \cos(\alpha_2 - \gamma)}\right)^2$$

M_{red} wchodzi do równania pracy amortyzatora, które może być napisane w postaci

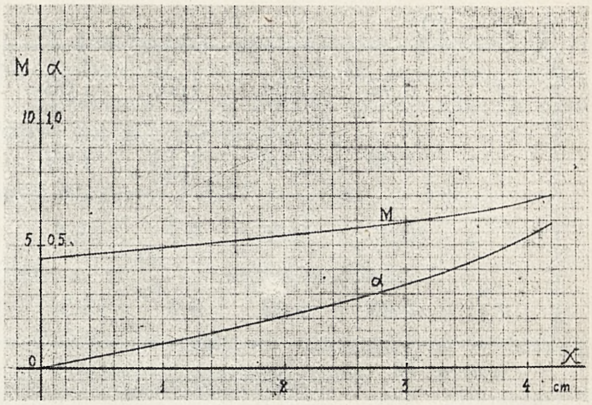
$$\frac{M_{red}}{2} \cdot \frac{dv^2}{dx} + A_1 v^2 + B_1 v + P_1 = 0$$

gdzie $A_1 = A \cdot \frac{M_{red}}{2}$ i t. d.

Całkowanie tego równania drogą analityczną byłoby sprawą dość skomplikowaną. Łatwo jednak dajemy sobie radę stosując metodę izoklin. Przede wszystkim ustalamy zależność M_{red} od skoku x.



Rys. 7.



Rys. 8.

W chwili początkowej $x = 0$

$$\alpha_1 = 26^0 30'; \quad \alpha_2 = 50^0 22'$$

$$\left(\frac{Z_B}{Z_C}\right)^2 = \left(\frac{85{,}6}{36{,}1}\right)^2 = (2{,}37)^2 = 5{,}62$$

$$M_{red} = 4{,}44\,\frac{\text{kg sek}^2}{\text{cm}}$$

W chwili końcowej: $x = 4{,}2$ cm

$$\alpha_1' = 33^0 25' \qquad \alpha_2' = 43^0 27'$$

$$Z_C = 33{,}7 \text{ cm} \qquad Z_B = 97{,}4 \text{ cm}$$

$$\left(\frac{Z_B}{Z_C}\right)^2 = \left(\frac{97{,}4}{33{,}7}\right)^2 = 2{,}99^2 = 8{,}94;$$

$$M_{red} = 7{,}05\,\frac{\text{kg. sek}^2}{\text{cm}}.$$

Stwierdzamy przyrost masy zredukowanej o 59%, co nie może nie mieć wpływu na pracę amortyzatora. Wyznaczając wartości M_{red} dla kilku punktów pośrednich wykreślamy M_{red} w funkcji x. Korzystnie jest przedstawić M_{red} w postaci:

$$M_{red} = 4{,}44\,(1 + \alpha)$$

Wartości α w funkcji x są podane na wykresie 8.

Weźmy wypadek $B = 0$, wówczas równanie ruchu tłoka możemy napisać w postaci

$$\frac{dv^2}{dx}(1 + \alpha) + A \cdot v^2 + C(x) = 0$$

A i $C(x)$ zachowują poprzednie wartości.

Równanie rodziny izoklin ma postać

$$v = \frac{-p \cdot (1 + \alpha) \pm \sqrt{p^2 (1 + \alpha)^2 - A \cdot C(x)}}{A}$$

układamy dla każdej wartości p tablice; jak np. dla $p = -10$ (str. 32).

Wartości początkowe są takie same jak w wypadku $B = 0$ o stałej masie, gdyż w chwili początkowej $\alpha = 0$.

$p = -10.$

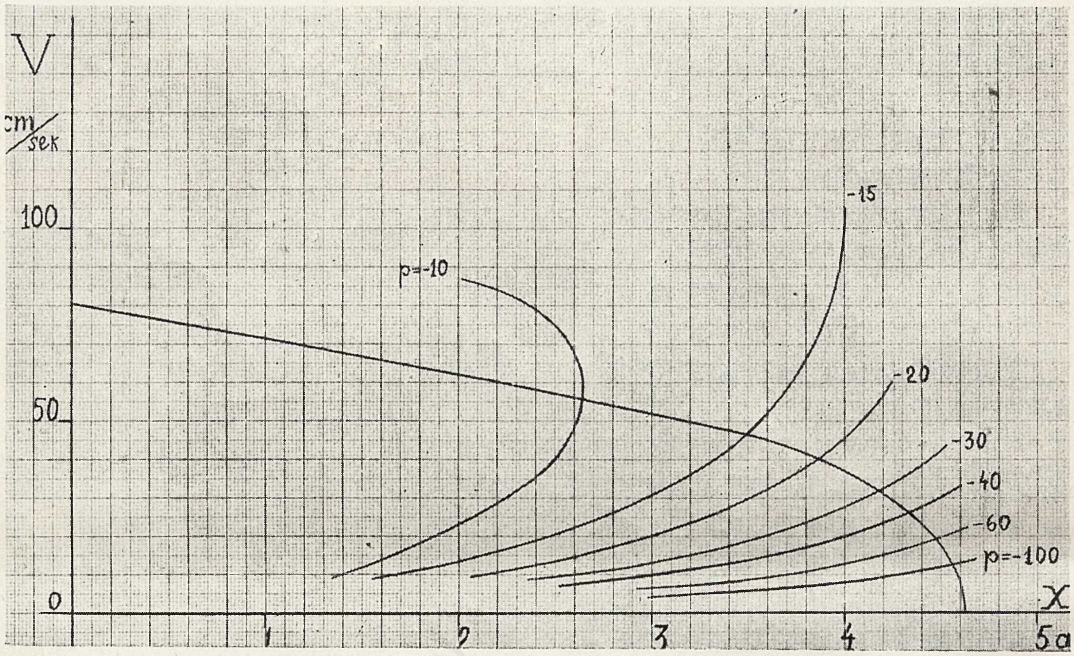
x	0,42	0,84	1,26	1,68	2,10	2,52	2,64	2,52	2,10	cm
$1 + \alpha$	1,04	1,08	1,13	1,17	1,22	1,27	1,29	1,27	1,22	
$\sqrt{p^2}$.....	10,3	9,85	9,2	8,3	6,6	3,5	0	3,5	6,6	
v	0,46	4,43	9,6	15,5	25,6	42	59	74	85,9	cm/sek

Rozwiązując graficznie, stwierdzamy znaczne wydłużenie skoku, który wynosi obecnie 4,62 cm, zamiast 4,2 cm. Porównajmy siły dynamiczne:

$P' = 0{,}485\ v^2.$

Oznaczamy krzywą sił dynamicznych przy stałej masie jako I; przy masie zmiennej jako III.

Wskutek zwiększenia skoku i co zatem idzie większego sprężenia końcowego powietrza, zwiększy się również końcowa siła statyczna.



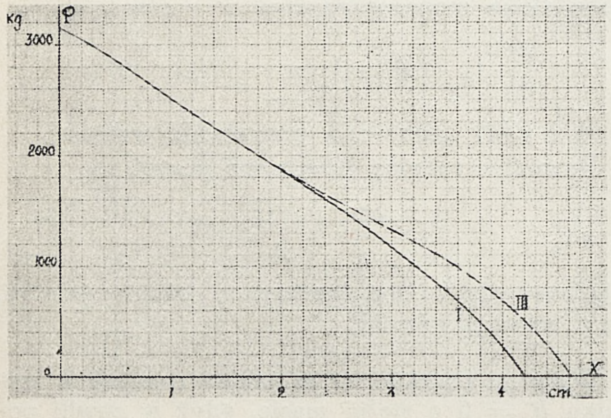
Rys. 9.

$$P_x = P_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - x \cdot F_1} \right)^m = \frac{1490}{(1 - x \cdot 0{,}173)^{1,3}}$$

podstawiając $x = 4{,}62$ otrzymamy

$$P_x = \frac{1490}{0{,}2^{1,3}} = 1490 \cdot 8{,}11 = 12090 \text{ kg}.$$

Dodając siłę tarcia $T = 200$ kg, otrzymamy siłę statyczną $P_1 = 12290$ kg. W odpowiedni sposób zwiększy się również ilość energii absorbowanej. Aby uniknąć ukazania się tak dużych obciążeń, należy odpowiednio przerobić amortyzator, zwiększając np. V_0.



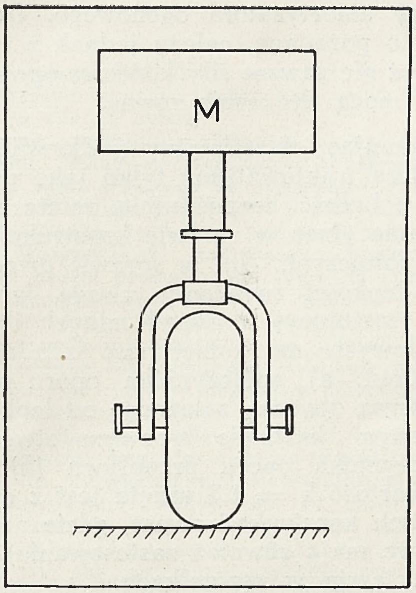
Rys. 10.

4. Współpraca opony z amortyzatorem.

Wszystkie powyższe rozważania odnoszą się oczywiście do wypadku, gdy amortyzator przyjmuje bezpośrednio reakcję ziemi podczas uderzenia, co ma miejsce w amortyzatorze płozowym.

Natomiast w amortyzatorach podwoziowych mamy współpracę pneumatyka i amortyzatora, która zmienia zasadniczo przebieg zjawiska.

Rozważmy typ podwozia jednogoleniowego, jak na rysunku 11. Masa M obciążająca dany amortyzator spada z szybkością V i rozwija energię kinetyczną $E = \frac{MV^2}{2}$, która ma być pochłonięta przez układ: pneumatyk + amortyzator. Proces pochłaniania rozbijamy na 2 części (czasem na 3, o czym będzie mowa niżej). W pierwszym stadium zaczyna się ugięcie opony, w której ciśnienie powietrza i siła wypadkowa na oś koła wzrasta według wykresu pracy dętki. Dopóki jednak siła całkowita na oponę nie przekroczy siły wstępnej amortyzatora P_0, ten ostatni nie bierze udziału w pracy. Dopiero, gdy siła w oponie przekroczy P_0 zaczyna się ruch tłoka.



Rys. 11.

Przyjmijmy w przybliżeniu, że wzrost wartości siły w oponie jest liniowy: $P_2 = Kx_2$.

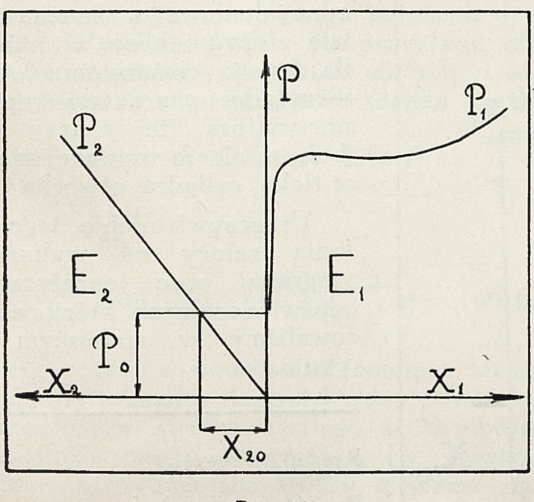
Część energii zostanie pochłonięta jeszcze przed wprowadzeniem tłoka amortyzatora w ruch wobec czego szybkość opadania masy samolotu będzie nieco mniejsza w chwili t_1 rozpoczęcia ruchu tłoka, niż w chwili t_0 zetknięcia opony z ziemią.

Wartości siły $P_2 = P_0$ odpowiada ugięcie opony x_{20}. Niech szybkość pionowa opadania samolotu przed zetknięciem się z ziemią wynosi V_0, zaś w chwili t_1 wynosi V. Wyznaczamy V z równania:

$$E = E_0 - E_{20} \text{ czyli}$$

$$\frac{MV^2}{2} = \frac{MV_0^2}{2} - \frac{K \cdot x_{20}^2}{2}$$

Od chwili t_1 rozpoczyna się drugie stadium zjawiska, polegające na współpracy opony i amor tyzatora. Współpraca ta modyfikuje przebieg pracy samego amortyzatora, opisany wyżej.



Rys. 12.

W pierwszym przybliżeniu pominiemy energię ruchomych części układu amortyzującego.

Założymy, że w każdej chwili siła na tłok P_1 równa się sile na oponę: $P_1 = P_2$

$$\text{czyli } K_2 x_2 = \frac{M}{2} A v_1^2 + \frac{M}{2} B v_1 + P(x_1) \quad . \quad . \quad \text{(a)}$$

$$\text{gdzie } v_1 = \frac{dx_1}{dt} = \text{szybkość tłoka.}$$

Z tego równania wyznaczymy x_2 w funkcji v_1 i x_1. Szybkość opadania masy M wynosi

$$v = \frac{d(x_1 + x_2)}{dt} = v_1 + v_2$$

z drugiej strony

$$P_2 = P_1 = -M \cdot \frac{dv}{dt} = -M\left(\frac{d^2 x_1}{dt^2} + \frac{d^2 x_2}{dt^2}\right)$$

stąd

$$\frac{M}{2} A v_1^2 + \frac{M}{2} B \cdot v_1 + P(x_1) = -M\left[\frac{d^2 x_1}{dt^2}\right] +$$

$$-\frac{M}{K}\left[\frac{M}{2} A \frac{d^2 v_1^2}{at^2} + \frac{M}{2} \cdot B \cdot \frac{d^2 v_1}{dt^2} + \frac{d^2 P(x_1)}{dt^2}\right] \quad \text{(b)}$$

Uwzględniamy następujące związki

$$\frac{d^2 v^2}{dt^2} = 2\left(\frac{dv}{dt}\right)^2 + 2v\frac{d^2 v}{dt^2}$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{dv}{dx} \cdot \frac{dx}{at} = v \cdot \frac{dv}{dx}$$

$$\frac{d^2 v}{at^2} = \frac{d}{dt}\left(v \cdot \frac{dv}{ax}\right) = v\left(\frac{dv}{ax}\right)^2 + v\frac{d}{dt}\left(\frac{dv}{dx}\right) = v\left(\frac{dv}{dx}\right)^2 +$$

$$+ v\frac{d}{ax}\left(v\frac{av}{dx}\right) = 2v\left(\frac{dv}{dx}\right)^2 = v^2\frac{d^2 v}{dx^2}$$

Sprowadzamy równanie (b) do typu

$$F\left(\frac{d^2 v_1}{dx_1^2}, \frac{dv_1}{dx_1}, v_1, x_1\right) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad \text{(c)}$$

czyli do postaci równania różniczkowego 2-go rzędu. Rozwiązanie tego równania będzie funkcją $v_1 = f(x_1)$, która da nam szybkość tłoka amortyzatora w funkcji skoku. Z równania (a) wówczas wyznaczymy odpowiedni skok i siłę na oponie.

Równanie różniczkowe (c) nie należy do typu klasycznych, przedstawia więc znaczne trudności w rozwiązaniu. Naszkicuję tu jedną z graficznych metod rozwiązania, tak zwaną metodę promieni krzywizny.

Napiszmy je w postaci (odrzucając narazie indeksy)

$$\frac{d^2 v}{dx^2} = f\left(\frac{dv}{dx}, v, x\right)$$

Weźmy pod uwagę, że $\frac{dv}{dx} = tg\,\alpha$; $\alpha =$ kąt

stycznej z osią x. Promień krzywizny w punkcie o spółrzędnych x i v wyrazi się wzorem

$$\frac{1}{\rho} = \frac{d^2 v}{d x^2} \left[1 + \left(\frac{d v}{d x} \right)^2 \right]^{-\frac{3}{2}}$$

czyli

$$\frac{1}{\rho} \cdot = \cdot \cos^3 \alpha \cdot f(x, v, tg\,\alpha) \quad . \quad . \quad (d)$$

Mając w chwili początkowej ustalone x_0, v_0 i α_0, wyznaczamy wartość początkową ρ_0. Mając kierunek stycznej α_0 wyznaczamy normalną w punkcie początkowym A_0 i odkładamy na niej odcinek równy ρ_0, wyznaczając w ten sposób środek krzywizny C_0. Zakreślamy pewien mały łuk promieniem ρ_0 i otrzymamy punkt A_1. Z rysunku wyznaczamy spółrzędne v' i x' tego punktu, oraz kąt α' stycznej do łuku w tym punkcie. Mając te trzy dane możemy wyznaczyć z równania (d) ρ_1 w punkcie A_1; ustalamy położenie środka krzywizny i zakreślamy następny łuk promieniem ρ_1 i t. d. Jest to jedynie pierwsze przybliżenie; w praktyce należy wyznaczyć promień krzywizny w punkcie M w połowie każdego łuku, uważając ten promień jako średni dla danego interwału. Mając ten średni promień odkładamy go na normalnej w punkcie początkowym i z nowego środka krzywizny zakreślamy łuk promieniem średnim. Na rysunku te poprawione środki krzywizny oznaczamy jako $C_{1/2}$, $C_{3/2}$ i t. d.

Ograniczam się tu do podania metody. O ile mi wiadomo, zagadnienie współpracy opony z amortyzatorem jest obecnie opracowywane przez niektórych członków Z.P.I.L., którzy niewątpliwie zabiorą głos w tej sprawie.

Dodać należy, że możliwe jest jeszcze trzecie stadium pracy. Jeżeli siła końcowa w amortyzatorze przewyższa znacznie siłę maksymalną na oponie, to opona całkowicie spłaszczona nie bierze udziału w dalszej pracy amortyzatora. Innymi słowy dalszy przebieg zjawiska ma charakter pracy amortyzatora ogonowego. Oczywiście, nie jest to pożądane, należy jednak z tym się liczyć, gdyż nie zawsze siły końcowe opony i amortyzatora mogą być sobie równe.

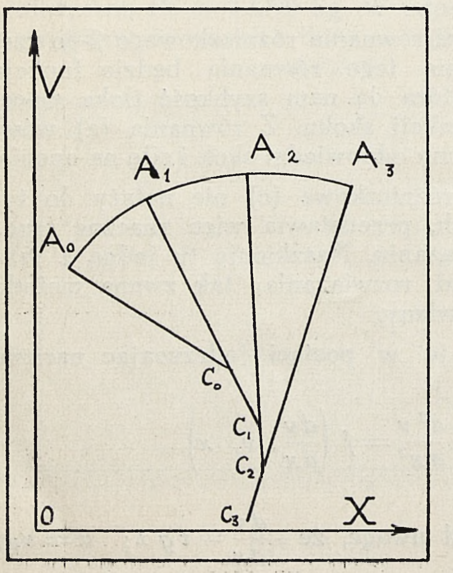
Reasumując, chcielibyśmy podkreślić, że pracę niniejszą traktowaliśmy tylko jako przyczynek mający pobudzić bezpośrednio zainteresowanych do zabrania głosu w sprawie konstrukcji amortyzatorów lotniczych. Np. w sprawie uwzględnienia wpływu lepkości zwracamy uwagę laboratoriów naszych instytucyj doświadczalnych i zakładów przemysłowych na konieczność zbadania drogą doświadczeń: a) spółczynnika oporu przy przepływie przez otworki, zależnego od lepkości oleju przy danym kształcie typowym otworka (μ), b) spółczynnika oporu przepływu (k) strat na tarcie (wartość k = 1,3 wzięta jest z danych artyleryjskich konstrukcji armat, gdzie amortyzatory olejowe mają również zastosowanie), c) spółczynnika tarcia w uszczelkach.

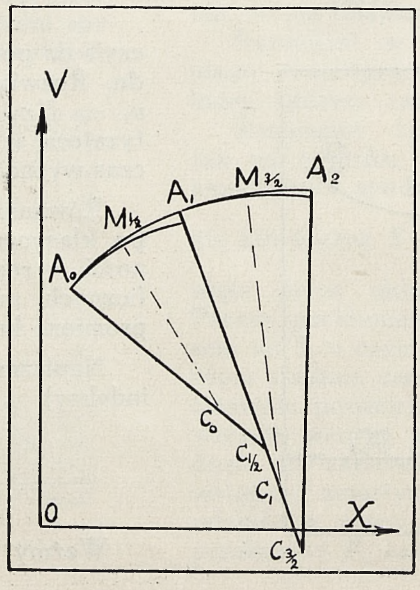
Następnie spodziewamy się od instytucyj aerodynamicznych i badawczych: 1) zbadania wpływu szybkości poziomej w chwili zetknięcia samolotu z ziemią na przebieg pochłaniania pracy oraz przeprowadzenia doświadczeń w kierunku, 2) zbadania ściślejszego procesu lądowania, 3) ustalenia w jakim momencie następuje zderzenie z ziemią, 4) zbadania sprawy podziału energii amortyzowanej na koła i płozę przy lądowaniu na 3 punkty i t. d.

Dla badania zespołów amortyzatorów + koło występuje konieczność posiadania przyrządu do pomiaru pracy. Przyrząd powinien posiadać urządzenie dla uwzględnienia odciążenia mas siłami aerodynamicznymi. Przyrząd taki służyłby nie tylko dla sprawdzenia założeń konstrukcyjnych, lecz również przy odbiorze amortyzatorów od dostawców.

Konstrukcja amortyzatora zachowuje swoją indywidualność w zależności od typu i przeznaczenia samolotu. Nie mniej jednak, gdy będziemy rozporządzali niezbędnym materiałem, przewidujemy możliwość stworzenia typów normalnych. Dla kilku najwięcej rozpowszechnionych układów podwozia, n.p. jednogoleniowego, można będzie ułożyć tablice, w których dla danego ciężaru samolotu Q odczytamy charakterystyki amortyzatora, to znaczy jego skok, ciśnienie wstępne, średnice tłoka, cylindra, otworka i t. d.

Urzeczywistnienie tego zadania zależy od wykonania programu prac teoretycznych i doświadczalnych, który naszkicowaliśmy w niniejszym artykule.





Rys. 13 (z lewej).

Rys. 14 (z prawej).

DYSKUSJA

W ciągu dyskusji kol. *Janik* zaznaczył, że w pierwszej fazie po zetknięciu opony z ziemią siła w amortyzatorze nie jest równą sile na oponę.

Prof. *Huber* oznajmił, że niebawem ma być uruchomione laboratorium badań amortyzatorów. Urządzenie będzie składać się z młota służącego do obciążenia dynamicznego amortyzatora lub całego podwozia i z przyrządów pomiarowych. Laboratorium to będzie pracować pod nadzorem Politechniki Warszawskiej. Inni mówcy podkreślają, że urządzenie to będzie potrzebne nie tylko do systematycznych badań amortyzatorów, ale i do odbioru. Pożądanym byłoby zbadać również działanie amortyzatorów podczas kołowania (toczenia się) samolotu po lotnisku, gdyż od tego zależy szybsze lub wolniejsze wybijanie się podwozia. Kol. *Grzędzielski* mówi o podobnym laboratorium, które widział w zakładach Messier; jest tam urządzenie pozwalające na zachowanie stałej prędkości opadania.

Kol. *Naleszkiewicz* przytacza niektóre wyniki swych obliczeń, w których uwzględnił wpływ współdziałania pneumatyka na amortyzator. Wpływ ten jest bardzo znaczny i zasadniczo zmienia postać wykresu sił amortyzatora. Wielkość i ciśnienie pneumatyka muszą być dobrane do amortyzatora tak, aby przy danej szybkości opadania uzyskać największe wypełnienie wykresu. Niezbędnym jest też uwzględnienie przekładni sił między kołem a amortyzatorem, która to przekładnia dla większości podwozi jest zmienna z ugięciem amortyzatora. Wielkość występujących sił oraz szybkości zależą także od sposobu lądowania.

Zależność tę omawia kol. *Grzędzielski* i zaznacza, że przy pewnym kierunku uderzenia amortyzator osiąga największą swą skuteczność, są natomiast możliwe kierunki uderzeń, które nie wywołają żadnego ugięcia amortyzatora, przy czym siły na elementy podwozia wzrosną bardzo znacznie. Zależność siły w amortyzatorze od kierunku uderzenia można ująć w wykres biegunowy. Podobnie wykresem takim przedstawić można szybkość opadania (która jest zależna od kąta nachylenia toru i szybkości po torze); z porównania obu wykresów otrzymuje się zakres kątów, w których amortyzacja jest wystarczająca. Kol. *Janik* oznajmia, że ten sposób ujęcia zagadnienia amortyzacji znalazł zastosowanie w nowym wydaniu Wymagań Wytrzymałościowych I. T. L., które niebawem ma się ukazać. Dla ścisłości trzebaby też pomówić o składowej poziomej szybkości lądowania, która odgrywa poważną rolę przy lądowaniu na nierównym terenie.

Kol. *Bielkowicz* wyjaśnia dodatkowo znaczenie lepkości cieczy amortyzatorowej i zmienności jej z temperaturą. W obliczeniach trzeba brać pod uwagę najgorsze warunki. Kol. *Peter* dodaje, że oleje pochodzenia mineralnego, o których prelegent mówił, mają wadę wytwarzania piany. W wytwórni Avia czyni się próby w celu zastąpienia ich olejami roślinnymi, w których główną składową byłby olej rycynowy. Kol. *Grzędzielski* wspomina o możliwości zastosowania membrany dla oddzielenia cieczy od powietrza, przez co możnaby uniknąć pienienia, podobnie, jak to ma miejsce w amortyzatorach artyleryjskich. Dla wyrównania wpływu temperatury w amortyzatorkach francuskich przeznaczonych do tłumienia drgań użyto dowcipnie skonstruowanych termostatów. Kol. *Seńkowski* uważa, że możnaby wiele skorzystać, opierając się na licznych doświadczeniach z amortyzatorami samochodowymi, w których wiele bolączek udało się już usunąć.

Kol. *Czaykowski* podkreśla, że prawo oporu przepływu cieczy przez wąskie otworki nie jest ani liniowe, ani kwadratowe, gdyż trzeba tu uwzględnić zwężenie strumienia i wiele innych czynników dodatkowych; można oprzeć się jedynie na wynikach doświadczeń z podobnymi przepływami.

Kol. *Kosko* zaznacza, że ważną kwestią, która wywołała wiele dyskusji, stanowi sprawa ugięcia wstępnego amortyzatora; nie mówiono o tym w odczycie, ponieważ zanalizowano tylko jedną z funkcji amortyzatora, jaką jest pochłonięcie energii uderzenia przy lądowaniu. Przy kołowaniu natomiast tłumienie małych uderzeń związane jest z istnieniem ugięcia wstępnego. Według kol. *Naleszkiewicza* z ugięciem wstępnym wiąże się całe zagadnienie stateczności poprzecznej samolotu przy kołowaniu; stanowi ono temat tak obszerny, że wykracza z ram dzisiejszej dyskusji. Kol. Naleszkiewicz obiecuje ogłosić swe rozważania na ten temat innym razem.

E. K.

TECHNIKA WYWAŻANIA WIRUJĄCYCH MAS

Inż. JAN ODERFELD, SIMP.

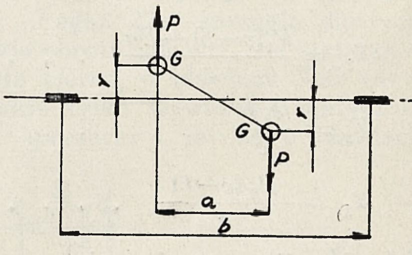
1. Niewyważenie statyczne i dynamiczne

Aby wirujący przedmiot nie wywierał reakcyj na łożyska, trzeba, aby jego środek ciężkości leżał na osi obrotu. Jest to zupełnie oczywiste i nie wymaga dowodu, nie od rzeczy jednak będzie ocenić liczbowy wpływ mimośrodowego położenia środka ciężkości. Wyobraźmy sobie dla przykładu wirnik sprężarki lotniczej o $n = 24.000$ obr/min, o wadze $G = 2{,}5$ kg. i o przesunięciu środka ciężkości względem osi o $r = 0{,}1$ m/m. Siła $P = \frac{G}{g} r \omega^2$

gdzie $\omega = \frac{2 \pi n}{60}$

$$P = \left(\frac{2{,}5}{9{,}81}\right)\left(0{,}1 \cdot 10^{-3}\right)\left(\frac{24000 \cdot 2\pi}{60}\right)^2 = 160 \text{ kg.}$$

Siła tego rzędu, w dodatku zmieniająca kierunek 400 razy na sekundę, stanowi bardzo poważne obciążenie łożysk wirnika. Dlatego szybkoobrotowe części silnika muszą otrzymać t. zw. wyważenie statyczne, sprowadzające środek ciężkości na oś obrotu.



Rys. 1. Układ sił przy wyważaniu dynamicznym

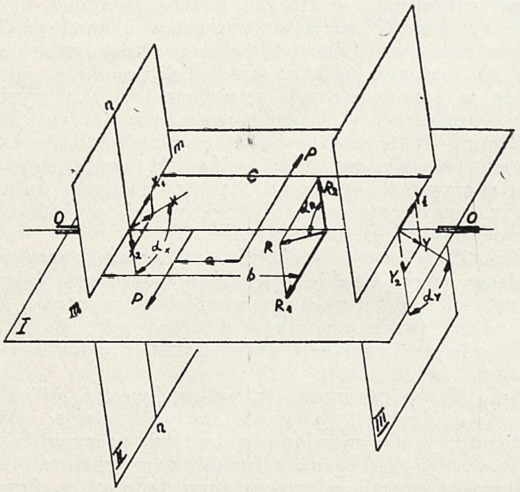
To jednak jeszcze nie wystarcza. Na rys. 1 widzimy układ wirujący, złożony z dwóch równych ciężarów (G) na równych promieniach (r). Środek ciężkości leży na osi obrotu, mimo to jednak w łożyskach istnieją siły reakcji:

$$k = \frac{P \cdot a}{b} = \frac{G r \omega^2 a}{g b}$$

Ten rodzaj niewyważenia nazywamy dynamicznym. Zatem koniecznym warunkiem spokojnej pracy w łożyskach szybkoobrotowego wału jest, aby tak suma rzutów, jak suma momentów wszystkich sił odśrodkowych była równa zeru.

Z dynamiki wiadomo, że każdy układ sił daje się sprowadzić do jednego momentu i jednej siły.

Na rys. 2 mamy ciało obracające się naokoło osi 0—0. Niewyważone siły odśrodkowe sprowadzają się do momentu Pa i do siły R, którą rozkładamy na R_1 w płaszczyźnie momentu (I) i na R_2 w płaszczyźnie prostopadłej. Okażemy, że układ ten można zrównoważyć dwiema siłami X i Y w dwóch dowolnie wybranych płaszczyznach korekcji (II i III).



Rys. 2. Korygowanie niewyważenia

Dla obliczenia X i Y weźmiemy sumy rzutów na linie *mm* i *nn* oraz sumy momentów wzgl. tych linii.

Suma rzutów na *mm*: $X_1 + Y_1 - R_1 = 0$
Suma momentów wzgl. *nn*: $Pa - R_1 b + Y_1 c = 0$
Suma mom. wzgl. *mm*: $Y_2 c - R_2 b = 0$
Suma rzutów na *nn*: $X_2 + Y_2 - R_2 = 0$

Z tych czterech równań z łatwością znajdziemy:

$$Y_1 = \frac{R_1 b - Pa}{c} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (1)$$

$$X_1 = \frac{R_1(c-b) + Pa}{c} \quad . \; . \; . \; . \quad (2)$$

$$Y_2 = \frac{R_2 b}{c} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (3)$$

$$X_2 = \frac{R_2(c-b)}{c} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (4)$$

W ten sposób okazaliśmy, że kompletne wyważenie można przeprowadzić przy pomocy dwóch sił w dwóch dowolnie wybranych płaszczyznach. Ma to pierwszorzędne znaczenie w praktyce, bo na większości przedmiotów można poprawki wyważania przeprowadzać jedynie w ściśle określonych płaszczyznach.

Wyprowadzone równania znajdują bezpośrednie zastosowanie przy projektowaniu przeciwwag wirujących części (wały korbowe), w formie zaś pośredniej stanowią podstawę pracy wszystkich bez wyjątku maszyn do wyważania.

Na specjalną uwagę zasługuje wypadek szczególny, gdy jest tylko statyczne niewyważenie. czyli $Pa = 0$.

Wtedy z równań (1) do (4) otrzymujemy:

$$\frac{X_1}{X_2} = \frac{Y_1}{Y_2} = \frac{R_1}{R_2} \text{ oraz } X_1 + Y_1 = R_1 \text{ i } X_2 + Y_2 = R_2$$

Czyli $\alpha_X = \alpha_Y$ (patrz rys. 2) oraz $X + Y = R$.

Oznacza to, że X i Y leżą w jednej płaszczyźnie i że mają jedną wspólną wypadkową R. Do usunięcia statycznego błędu wystarcza wtedy poprawka w jednej tylko płaszczyźnie. W praktyce wypadek ten zachodzi w przedmiotach o dużej średnicy a małej szerokości, zwłaszcza przy kształtach geometrycznie prostych, które są łatwe do dokładnego wykonania.

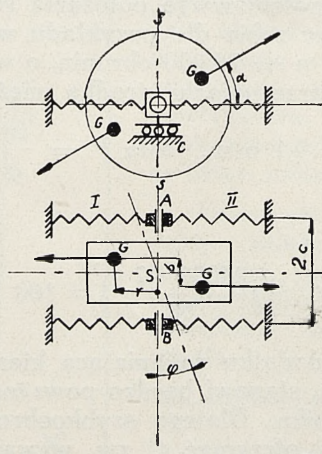
2. Podstawy teoretyczne maszyn do wyważania

Zasada maszyn do wyważania statycznego jest bardzo prosta. Wyważany przedmiot umocowuje się tak, aby mógł się swobodnie wahać. Wahanie nie następuje tylko wtedy, gdy niewyważona masa znajduje się na jednym pionie z punktem podparcia. Ustaliwszy w ten sposób położenie błędu, obraca się przedmiot o 90° i przez dokładanie próbnych ciężarków po lżejszej stronie sprowadza się przedmiot do stanu równowagi obojętnej.

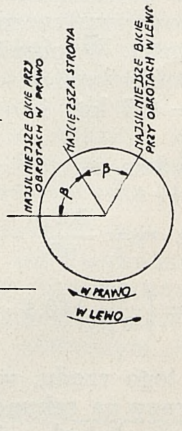
Przy wyważaniu dynamicznym ciało umieszcza się w zamocowanych sprężyście łożyskach i wprawia je w obrót. Pod wpływem niezrównoważonych sił odśrodkowych wirujące ciało „bije", powodując drgania łożysk. Odpowiednia przekładnia powiększa te drgania i uwidocznia na skali indykatora.

Jeśli ilość obrotów zgadza się z ilością drgań własnych układu sprężystego, to nawet stosunkowo niewielkie błędy wyważenia spowodują znaczne wychylenia. W związku z tym, niemal zawsze przeprowadza się wyważanie na obrotach rezonansowych.

Teorię maszyn do wyważania podamy dla najprostszego przypadku, przedstawionego na rys. 3. W łożyskach A i B obraca się ciało, posiadające jedynie niewyważenie dynamiczne, reprezentowane przez dwa ciężary G w odległości r od osi. Ciężary te dają moment: $M_1 \frac{G}{g} = b r \omega^2$, który dzia-



Rys. 3. Schemat maszyny do wyważania dynamicznego.



Rys. 4. Przesunięcie fazy drgań w maszynach do dynamicznego wyważania.

ła w płaszczyźnie ciężarów G, tworzącej z poziomem w danej chwili kąt α. Pionowa składowa tego momentu znosi się w oporze rolkowej C, natomiast składowa pozioma $\frac{G}{g} r \omega^2 b \cos\alpha$ powoduje skręcenie osi obrotu o kąt φ. Przeciwdziałają temu sprężyny, które odkształciły się o $c \cdot \mathrm{tg}\, \varphi \sim c \cdot \varphi$.

Dla każdej sprężyny istnieje liniowa zależność między siłą a odkształceniem: $P = ck \cdot \varphi$. W położeniu równowagi sprężyny (np. I i II) mogą mieć dowolne naprężenia wstępne P_0. Po odkształceniu sprężyna I wywiera siłę $P_0 + kc\varphi$, a sprężyna II siłę $P_0 - kc\varphi$. Siła wypadkowa, działająca na łożysko A, jest więc $2\,kc\varphi$, niezależnie od naprężenia wstępnego P_0.

Moment pochodzący od sprężyn jest:

$$2\,kc\varphi \cdot 2\,c = 4\,kc^2\varphi = M_2$$

W tym samym kierunku działa moment oporu tarcia wewnętrznego sprężyn, tarcia powietrza i t. d. Można przyjąć, że jest on proporcjonalny do szybkości $M_3 = R\frac{d\varphi}{dt}$

Jeśli J oznacza moment bezwładności układu względem linii SS, to równanie różniczkowe ruchu będzie

$$J\frac{d^2\varphi}{dt^2} = M_1 - M_2 - M_3$$

$$J\frac{d^2\varphi}{dt^2} + R\frac{d\varphi}{dt} + 4\,kc^2\varphi = \frac{G}{g} r\omega^2 b \cos\alpha$$

Jeśli przyjmiemy, że ruch obrotowy ciała jest jednostajny z szybkością kątową ω, to $\alpha = \omega t$.

$$J\frac{d^2\varphi}{dt^2} + R\frac{d\varphi}{dt} + 4\,kc^2\varphi = \frac{G}{g} r\omega^2 b \cos\omega t \quad . \quad (5)$$

Jest to klasyczne równanie tłumionego ruchu drgającego z obcym wzbudzaniem. Jak wiadomo (por. na przykład kalendarz Dubbel t. I str. 263) ogólne rozwiązanie przedstawia się w formie

$$\varphi = C \sin(\omega t - \beta)$$

gdzie

$$\mathrm{tg}\,\beta = \frac{R\omega}{4\,kc^2 - J\omega^2} \text{(przesunięcie fazy)}$$

$$C = \frac{\frac{G}{g} b r \omega^2}{\sqrt{(R\omega)^2 + (4\,kc^2 - J\omega^2)^2}} \text{(amplituda)} \quad . \quad (6)$$

Amplituda C osiąga maximum wtedy, gdy wyrażenie $(R\omega)^2 + (4\,kc^2 - J\omega^2)^2$ osiąga minimum.

Przez zróżniczkowanie znajdziemy, że zachodzi to przy $\omega_0^2 = \frac{4\,kc^2}{J} - \frac{k^2}{2\,J^2}$. Ponieważ współczynnik tarcia R jest wielkością małą, więc można jego drugą potęgę odrzucić i $\omega_0^2 = \sim\frac{4\,kc^2}{J}$; $\omega_0 = 2c\sqrt{\frac{k}{J}}$

Jest to t. zw. wypadek rezonansu, w którym

$$C = \frac{G b r \omega_0}{g R} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (7)$$

oraz

$$\mathrm{tg}\,\beta = \infty \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (8)$$

Zatem w rezonansie amplituda C jest bardzo wielka, a przesunięcie fazy $\beta = 90^0$.

Poniżej rezonansu $\mathrm{tg}\,\beta > 0$ $\beta < 90^0$

Powyżej rezonansu $\mathrm{tg}\,\beta < 0$ $\beta > 90^0$

Oznacza to, że drgania maszyny spóźniają się zawsze za niewyważoną masą, przy czym w rezonansie spóźnienie wynosi 90^0. Jeżeli więc przy rezonansowych obrotach zaznaczymy najsilniej bijącą stronę wyważanego przedmiotu, to najcięższa strona przedmiotu znajdować się będzie o 90^0 dalej w kierunku obrotu.

Jeżeli maszyna do wyważania pozwala na odwrócenie kierunku obrotu, nie jest konieczne osiągnąć dokładnie obroty rezonansowe. Wystarczy zaznaczyć przy obu kierunkach obrotu najsilniej bijącą stronę. Jeżeli obroty w obu wypadkach będą jednakowe, to i kąt będzie jednakowy, czyli najcięższa strona przedmiotu musi się znajdować na połowie kąta między znakami (patrz rys. 4).

Z tej uwagi korzysta się często przy wyważaniu dla wyznaczenia położenia niewyważonej masy.

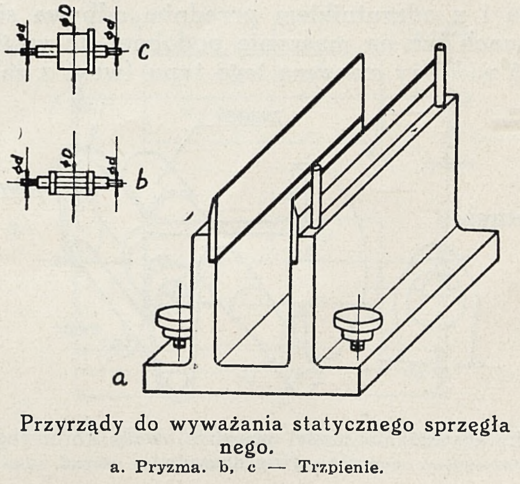
Zdawaćby się mogło, że dość zmierzyć maksymalną amplitudę w rezonansie „C", aby z równania (7) obliczyć wielkość niewyważenia:

$$G b = \frac{gR}{\omega_0} C \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (9)$$

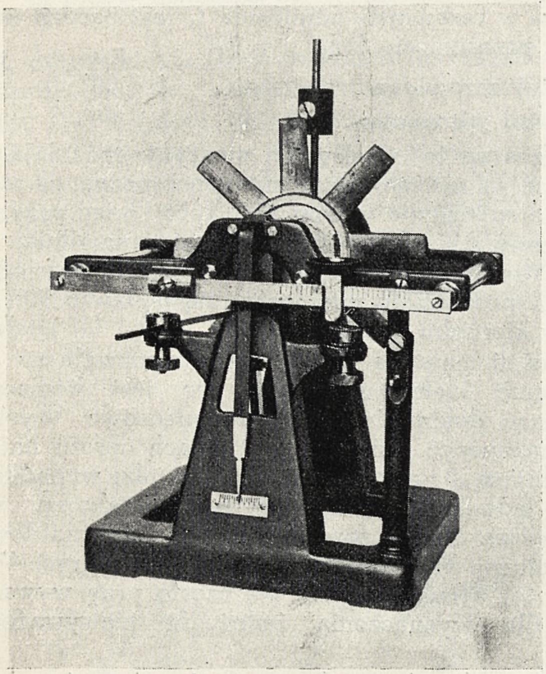
Jednakże współczynnik tłumienia „R" jest ogromnie trudny do bezpośredniego wyznaczenia, przez co równanie (9) do praktycznego użytku się nie nadaje. Dlatego w praktyce wielkość błędu dynamicznego ustala się próbowaniem albo też, mając maszynę raz wycechowaną dla danej serii przedmiotów, korzysta się ze znanego związku między niewyważeniem a amplitudą drgań.

3. Wyważanie statyczne części silnika lotniczego

Wyważanie musi być tym staranniejsze, im ciężar wirującej części większy i im obroty pracy wyższe. Dobrze ilustruje to przykład sprężarki silnika „Pegaz 2": sprzęgła elastycznego, które ma takie obroty jak wał, nie wyważa się zupełnie; sprzęgło cierne, o obrotach 3,22 razy większych, otrzymuje tylko wyważenie statyczne, a stalowy wirnik sprężarki i jej oś o obrotach 6,85 razy



Rys. 5. Przyrządy do wyważania statycznego sprzęgła ciernego.
a. Pryzma. b, c — Trzpienie.



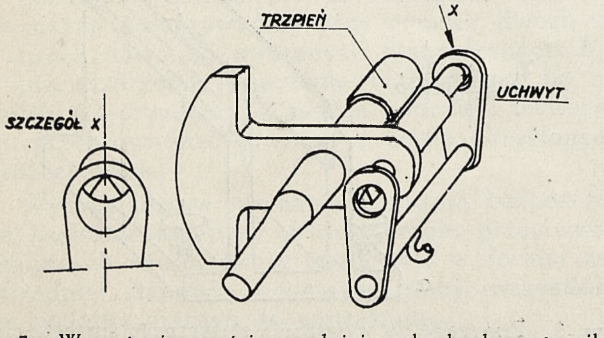
Rys. 6. Maszyna Kunze do statycznego wyważania.

większych od obrotów wału, podlegają wyważeniu statycznemu i dynamicznemu. Dla wirników ze stopów lekkich wystarcza na ogół wyważenie statyczne.

Na rys. 5 widzimy szkice przyrządów używanych do wyważania części sprzęgła ciernego. Są one bardzo proste: pryzmy o rozstawieniu ostrzy 60 mm i długości 300 mm (rys. 5a), trzpień do zespołu piasty (rys. 5b) i trzpień do zespołu koła ciernego (rys. 5c).

Warsztatowe wykonanie tych przyrządów musi być bez zarzutu. Ostrza pryzm muszą być hartowane i szlifowane ściśle równolegle. Tak samo trzpienie muszą być hartowane i szlifowane ściśle współosiowo na średnicach $\varnothing\ d$ i $\varnothing\ D$. Obie średnice $\varnothing\ d$ muszą być ściśle jednakowe. Pożądane przy tym, aby były tak małe, jak na to sztywność pozwoli. Wreszcie każdy trzpień musi być sam dokładnie wyważony statycznie. Poziome ustawienie pryzm powinno być często kontrolowane przy pomocy precyzyjnej poziomnicy, a sama pryzma powinna, o ile możności, stać na własnym ciężkim fundamencie betonowym.

Wyważenie statyczne wirnika sprężarki wraz z osią i z odrzutnikiem przednim odbywa się na pryzmach lub na maszynie podobnej do wagi. Na rys. 6 widzimy maszynę tego typu (wraz z założonym na nią wirnikiem wentylatora samochodowego) w wykonaniu firmy Kunze. Dokładność tej maszyny jest mniej więcej taka sama, jak starannie wykonanej pryzmy, natomiast czas wyważania znacznie skrócony. Manipulacja jest bardzo prosta: szalkę wagi ustawia się w takiej odległości od osi, w jakiej ma być wykonana poprawka; następnie zakłada się wirnik w odpowiednie gniazda belki wagowej, która pod wpływem statycznego niewyważenia wirnika wychyli się z położenia zerowego. Obracając wirnik w gniazdkach belki, dochodzi się do położenia, przy którym wskazówka zostaje w stanie spoczynku na zerze. Po tym obraca się wirnik o 90° i, kładąc ciężarki na szalkę, sprowadza się wskazówkę wagi do zera. Materiał o wadze równej ciężarowi odważników należy usunąć w płaszczyźnie poziomej, po stronie przeciwnej szalce.



Rys. 7. Wyważanie części przedniej wału korbowego silnika gwiazdowego.

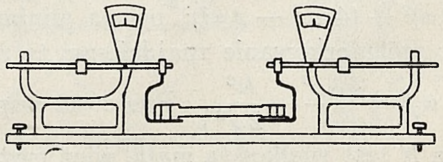
Układ korbowy silników gwiazdowych podlega jedynie wyważeniu statycznemu, przy czym część przednią i tylną wału wyważa się oddzielnie, a następnie obie części razem. Pierwszą czynnością jest zważenie części ruchomych układu korbowego, obliczenie równoważnika Q sił masowych, skupionych na czopie korbowym, i rozłożenie tego równoważnika na obie części wału. Q obliczamy jako sumę ciężarów biorących udział w ruchu obrotowym P_1 plus połowa ciężarów biorących udział w ruchu posuwistym P_2. Uzasadnienie tego obliczenia, jako związane z samym silnikiem, a nie z techniką wyważania, wybiega poza ramy niniejszego artykułu.

Rozdział ciężarów wykonywuje się według następującego schematu:

	Części wirujące	Części posuwiste
Korbowód główny z tulejami	Głowa — a	Stopa — m
Korbowody boczne z tulejami	Głowy — b	Stopy — n
Tłoki, pierścienie, sworznie		p
Olej w czopie korbowym	c	
	$P_1=a+b+c$	$P_2=m+n+p$

$Q=P_1+P_2/2$

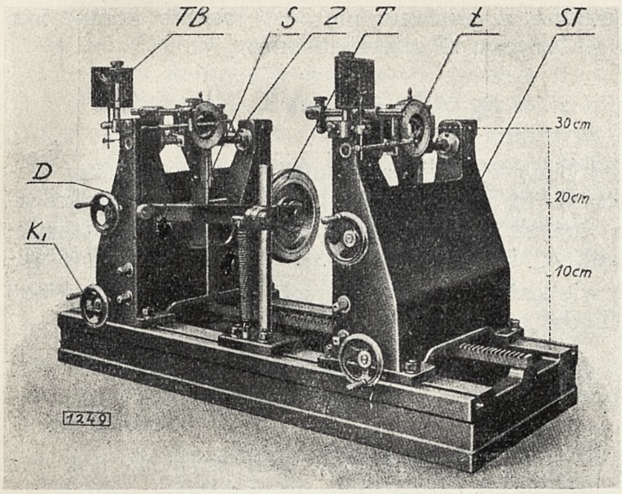
Przy rozkładaniu Q na obie przeciwwagi uwzględnia się ciężar czopa korbowego oraz przyrządów, służących do umocowania szalki.



Rys. 8. Waga Avery do wyważania korbowodów.

Sposób zawieszenia szalki widać wyraźnie na rys. 7. Podwieszenie na ostrzach gwarantuje dużą dokładność wyważania (± 10 gr).

Do rozdzielenia ciężaru korbowodów na stronę „głowy" (masy wirujące) i stronę „stopy" (masy posuwiste) służy podwójna waga typu Avery,



Rys. 9. Maszyna uniwersalna Heymann-Lawaczek.

przedstawiona na rys. 8. Dopuszczalne tolerancje wagi wynoszą dla korbowodu głównego ± 14 do ± 28 gr., dla korbowodów bocznych ± 10 do ± 14 gr., a dla tłoków 7 do 10 gr., zależnie od typu silnika.

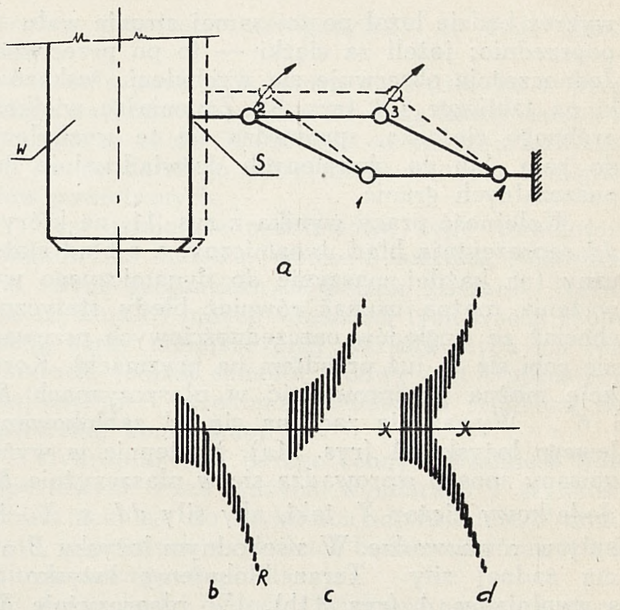
4. Uniwersalna maszyna do wyważania dynamicznego

Charakterystycznymi punktami konstrukcyjnymi maszyn do wyważania dynamicznego są:

a) Sposób elastycznego zamocowania łożysk.
b) Napęd.
c) Sposób rejestracji drgań.
d) Sposób wprowadzania poprawki i ustalania jej wielkości oraz położenia.

Na kilku przykładach zobaczymy, w jaki sposób te kwestie bywają w poszczególnych maszynach rozwiązywane.

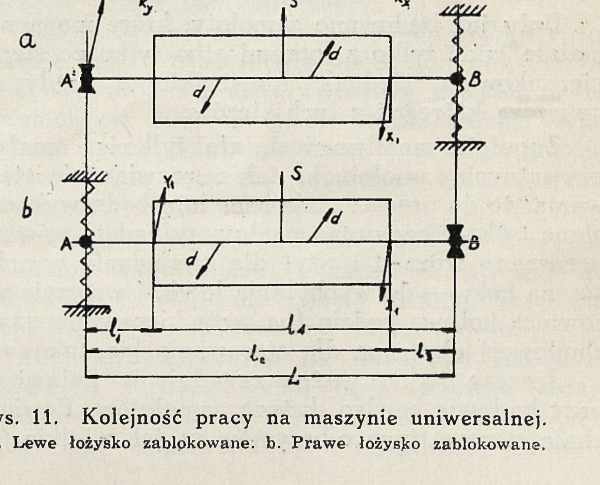
Rys. 9 przedstawia uniwersalną maszynę do wyważania systemu Heymann — Lawaczek, nadającą się do wyważania przedmiotów o wadze 1 do 25 kg (w zakresie tym mieści się większość części silnika lotniczego, podlegających wyważaniu dynamicznemu). Na łożu maszyny (rys. 9) znajdują się 2 stojaki *ST*, przesuwane ręcznymi kółkami K_1 i mocowane do łoża śrubami. Przedmiot chwyta się w łożyska *Ł*, przymocowane do płaskich sprężyn *S*. Cierna tarcza *T*, napędzana pasem z przystawki lub motoru, służy do wprawiania wyważanego przedmiotu w obrót. Tarczę dociska się przy pomocy dźwigni *D*. Zderzaki *Z* służą do ograniczenia drgań układu w razie zbyt wielkiej amplitudy, oraz do blokowania jednej lub drugiej strony maszyny. Rejestracja wielkości drgań odbywa się na okopconej tabliczce *TB* za pośrednictwem układu dźwigienek. Przekładnia zwiększająca jest w tym wypadku niewielka, i urządzenie nadaje się jedynie do usuwania większych błędów. Do dokładnego ustalenia miejsca, w którym należy zdjąć lub dodać materiału, używa się specjalnego indykatora. Działanie jego wyjaśnia szkic na rys 10a. Sztyfcik *S* jest zamocowany w przegubowym równoległoboku 1—2—3—4. Wał „*W*" umieszczony w maszynie, otrzymuje coraz szybsze obroty. W miarę zbliżania się do re-



Rys. 10. Indykator maszyny Heymann-Lawaczek.
a. Schemat. b. Wykres na wale przy obrocie w lewo. c. Wykres na wale przy obrocie w prawo. d. Wykresy nałożone.

zonansu bicie wału rośnie, przy czym każde zwiększenie wychylenia wału powoduje przesunięcie równoległoboku w kierunku wskazanym strzałkami. Dzięki temu linie, kreślone przy każdym obrocie na powierzchni wału przez sztyfcik, nie nakrywają się, a układają obok siebie (patrz rys. 10b. Zamocowanie sztyfcika jest tego rodzaju, że koniec linii odpowiada skrajnemu wychyleniu. Po przejściu przez rezonans wychylenia wału zmniejszają się i sztyfcik przestaje z wałem kontaktować. Zatem rezonansowi odpowiada szczyt wykresu R (rys. 10b) i korekcję należy wykonać w płaszczyźnie o 90° w tyle za R. Jednakże punkt R jest dość niewyraźnie zarysowany, wobec czego lepiej jest zdjąć drugi wykres przy odwróconym biegu maszyny (rys. 10c). W praktyce robi się to, nie ruszając uchwytu sztyfcika z miejsca, przez co wykresy nakładają się jak na rys. 10d. Płaszczyzna symetrii XX jest płaszczyzną korekcji (por. § 2).

Ustaliwszy w ten sposób miejsce poprawki, przymocowuje się w nim prowizoryczny ciężarek, i przesunąwszy indykator o kilka milimetrów w bok, kreśli się na powierzchni wału nowy wykres jak na rys. 10d. Jeżeli ciężarek był za lekki,



Rys. 11. Kolejność pracy na maszynie uniwersalnej.
a. Lewe łożysko zablokowane. b. Prawe łożysko zablokowane.

wykres będzie leżał po tej samej stronie wału, co poprzednio; jeżeli za ciężki — to po przeciwnej. Jednocześnie obserwuje się wychylenia wskazówki na tabliczce *TB* (rys. 9). Zmieniając wielkość próbnego ciężarka, sprowadza się te wychylenia do zera, lub do określonych doświadczalnie dopuszczalnych granic.

Kolejność pracy wynika z rys. 11, na którym *dd* reprezentują błąd dynamiczny, a *s* błąd statyczny (na każdej maszynie do dynamicznego wyważania można usunąć również błędy statyczne, chociaż ze względów oszczędnościowych przeważnie robi się to już przedtem na pryzmach). Korekcję można przeprowadzić w płaszczyznach K_x i K. Wyważanie zaczyna się od zablokowania lewego łożyska *A* (rys. 11a). Następnie w wyżej opisany sposób wprowadza się w płaszczyźnie K_x dodatkowy ciężar X_1 taki, aby siły *dd, s,* X_1, R_A były w równowadze. W swobodnym łożysku *B* nie ma żadnej siły. Teraz blokujemy łożysko *B*, a zwalniamy *A* (rys. 11b). W płaszczyźnie K_y wprowadzamy dodatkowy ciężar Y_1, którego zadaniem jest zastąpić nieistniejącą reakcję R_A. W tym celu musi być spełnione równanie momentów:

$$Y_1 \cdot l_4 = R_A \cdot L \text{ lub } Y_1 = R_A \frac{L}{l_4}.$$

Jednakże wyważenie nie jest jeszcze kompletne, bo w łożysku *B* powstała siła:

$$R_B = Y_1 - R_A = R_A \frac{l_1}{l_4}.$$

Gdybyśmy chcieli ją usunąć, to moglibyśmy powtórzyć tę samą manipulację kolejnego blokowania łożysk i dodawania poprawek w płaszczyznach K_x i K_y. Łatwo okazać, że między kolejnymi wielkościami resztkowych reakcji w łożyskach zachodzi zależność:

$$R_A : R_B : R_{A1} : \ldots = 1 : \left(\frac{l_1}{l_4}\right) : \left(\frac{l_1}{l_4}\right)\left(\frac{l_3}{l_2}\right) : \ldots\ldots$$

Im $\left(\frac{l_1}{l_4}\right)$ i $\left(\frac{l_2}{l_3}\right)$ mniejsze, tym szybciej jest ten szereg zbieżny. Jeśli np. $\frac{l_1}{l_4} = \frac{l_2}{l_3} = 0{,}2$ to

$$R_A : R_B : R_{A1} : \ldots = 1 : 0{,}2 : 0{,}04 : \ldots$$

dalsze poprawki byłyby bezcelowe. Należy zauważyć, że gdyby $l_1 = 0$ to $R = 0$ i siła Y_1 dawałaby całkowite wyważenie. W dalszej części artykułu zostanie opisana maszyna, która z tego właśnie względu pozwala na dowolny wybór środków drgań. (D. n.)

ROZWÓJ LOTNICTWA W NAJBLIŻSZYM PIĘCIOLECIU

(Dokończenie)

Z oryginału p. t. „The Next - Five Years in Aviation", Journal of the Aeronautical Sciences, December 1936, str. 74—78, przetłumaczył S. Piątkowski.

Stateczność i sterowanie

A. Klemin — New York University.

W ostatnich dwóch latach wiele mówi się o wyeliminowaniu steru kierunkowego albo lotek (raczej steru kierunkowego) i możności latania z jednym tylko organem sterowym. Mimo to przypuszczalnie nie będzie to mogło znaleźć szerszego zastosowania praktycznego, ponieważ w pewnych okolicznościach nawet obydwa te stery okazują się zaledwie wystarczające.

Były już budowane samoloty, które mogą normalnie latać tylko z lotkami albo tylko ze sterem kierunkowym, jednak konstruktorzy nigdy nie opuszczą któregoś z tych sterów.

Zupełnie możliwe jest, ale tylko na małych prywatnych samolotach, takie rozwiązanie sterowania, że do prowadzenia samolotu będą wykorzystane tylko ręce: organ nastawczy będzie wówczas poruszany wprzód i wtył dla sterowania wysokości, na boki — do wychylania lotek, i wreszcie sterownica kołowa będzie (na wzór kierownicy samochodowej) obracana dla sterowania kierunkowego.

Jeszcze jedno ważne zagadnienie pojawi się przy budowie bardzo dużych samolotów. Powierzchnie sterowe tych olbrzymów są tak wielkie, jak skrzydła samolotów z przed 10—15 lat. Jednocześnie ze wzrostem powierzchni sterów wciąż wzrastają siły potrzebne do ich wychylania. Aby jednak umożliwić w tym wypadku ręczne sterowanie, zastosowano cały szereg urządzeń zmniejszających siły na drążku i orczyku, więc: odciążenie aerodynamiczne sterów, listwy wyważające oraz pomocnicze powierzchnie (pilot wychyla niewielką powierzchnię, która wskutek działania sił aerodynamicznych powoduje z kolei wychylanie się całego steru — przyp. tłum.).

Nie może to jednak iść w nieskończoność i wątpliwe jest, czy rozwój urządzeń, zmniejszających siły na organach nastawczych, nadąży za wzrastającymi ciągle rozmiarami samolotów, więc, mimo wielkich korzyści ręcznego sterowania (tzw. „wyczucie samolotu" przez pilota przy bezpośrednim przeniesieniu ruchu drążka i orczyka na stery), będzie ono w następnych pięciu latach zastąpione na wielkich samolotach przez napęd hydrauliczny lub elektryczny.

Zwrotność samolotów przy podobnych kształtach aerodynamicznych i geometrycznych maleje z wielkością samolotu. W bardzo wielkich jednostkach zwrotność dokoła osi poprzecznej może okazać się zupełnie niewystarczającą. Wówczas mo-

że stać się konieczne rozpoczynanie lądowania lotem ślizgowym na wiele kilometrów przed lotniskiem lub znaczne powiększenie lotnisk.

Dla uniknięcia tego konstruktorzy będą musieli pójść w kierunku zmniejszenia momentu bezwładności dokoła osi poprzecznej samolotu np. przez umieszczenie pasażerów i innych przewożonych ciężarów w pobliżu środka ciężkości. Zagadnienie to przedstawia bardzo ciekawe pole dla pomysłowości konstruktorów.

Zwrotność kierunkową uzyska się prawdopodobnie przez wykorzystanie zespołów napędowych po obu stronach kadłuba, a ze zwrotności dokoła osi podłużnej trzeba będzie w pewnym stopniu zrezygnować.

Stosowanie pilota automatycznego dąży do całkowitego ograniczenia kątowych wychyleń. To wprowadza konflikt między działaniem automatycznego pilota i własną statecznością samolotu, np. kiedy nastąpi gwałtowny podmuch zwiększający kąt natarcia, istniejąca stateczność spowoduje ruch odwrotny, zmniejszający kąt natarcia, podczas gdy automatyczny pilot stara się utrzymać oś podłużną samolotu poziomo. Analogicznie jest przy podmuchach bocznych i ślizgach.

Prawdopodobnie więc powszechne użycie automatycznego pilota pociągnie za sobą poważne zmiany w konstrukcji samolotu odnośnie jego stateczności, spowoduje mianowicie znaczne zmniejszenie stateczności statycznej, albo nawet może go skazać na stateczność zerową.

Wielkość i osiągi samolotów

J. J. Sikorski — Sikorski Aircraft.

Nowoczesna technika stwarza możliwości budowania bardzo wielkich jednostek powietrznych. Zupełnie prawdopodobne jest skonstruowanie przed 1950 r. samolotu o ciężarze ok. 500 t., mogącego przewieźć 1000 pasażerów.

Wątpliwą jest jednak wartość praktyczna takich olbrzymów, gdyż warunki komunikacji powietrznej, pasażerskiej i pocztowej, przy bardzo dużych szybkościach samolotów, wymagają częstych odlotów, aby uczynić żeglugę powietrzną naprawdę wartościową i użyteczną.

Wielka ilość jednostek o racjonalnych wymiarach napewno odda większe usługi. Wymiary samolotów będą więc ograniczone raczej względami ekonomicznymi i warunkami komunikacji, a nie możliwościami technicznymi i konstrukcyjnymi.

W każdym razie samoloty pasażerskie najbliższej przyszłości będą znacznie większe od dotychczasowych.

Sprawność transportów powietrznych zależy nietylko od wielkości płatnego ciężaru samolotu, ale także od rozporządzalnej objętości, mogącej służyć dla pasażerów i bagażu.

Z uwagi na to znacznie korzystniejsze są większe jednostki, ponieważ wytrzymałość szkieletu kadłuba musi wzrosnąć mniej niż z kwadratem wymiaru liniowego, podczas gdy pożyteczna objętość wzrasta więcej niż z sześcianem tego wymiaru.

Oprócz tego wielkie transportowce wymagają tej samej załogi i prawie tego samego wyposażenia (radio, przyrządy nawigacyjne), co małe samoloty.

Z całą pewnością można twierdzić, że w przeciągu najbliższych pięciu lat będą latały samoloty o ciężarze około 50.000 kg., co znacznie przyczyni się do dalszego olbrzymiego rozwoju transportów powietrznych.

Trzy istniejące podstawowe typy samolotów, mianowicie: lądowe, wodne i amfibie, pozostaną na swych geograficznych polach działania. Różnice szybkości i innych własności tych trzech typów będą coraz mniejsze przy wzrastających ich rozmiarach, jednak samolot lądowy jest i pozostanie najlepszym i najekonomiczniejszym środkiem powietrznej komunikacji.

Hydroplan jest bardzo cennym środkiem transportowym. Przy dużych wymiarach i szybkości zbliżającej się do szybkości odpowiedniego samolotu, w pewnych wypadkach będzie miał nawet nad nim przewagę eksploatacyjną.

Jeśli chodzi o ilość i wielkość zespołów napędowych, to jako typowe rozwiązanie, które będzie stosowane w przeciągu najbliższych pięciu lat, należy uważać samolot czterosilnikowy ze wszystkimi silnikami umieszczonymi w jednej poziomej linii.

Odnośnie szybkości należy stwierdzić, że zostały osiągnięte już, a nawet w pewnych wypadkach przekroczone szybkości przelotowe: 360 km/godz. dla lądowych samolotów i 280 km/godz. dla długodystansowych hydroplanów. Oznacza to, że komunikacyjny samolot jest 3 do 4 razy szybszy od najlepszego pociągu, a hydroplan — 5 do 6 razy szybszy od najnowszych statków.

Już ta szybkość przemawia na korzyść komunikacji powietrznej, a najbliższe lata przyniosą dalszy postęp w szybkości przelotowej samolotów.

Prawdopodobnie szybkość 850 km/godz., podana przez Dr. Lewisa, jako maksymalna możliwa do osiągnięcia na samolocie, będzie uzyskana w najbliższych pięciu latach po przeprowadzeniu wielu kosztownych prac badawczych.

Zastosowanie napędów reakcyjnych i rakietowych nie wydaje się bliskie, chociaż i w tym kierunku należy oczekiwać znacznego postępu.

Obecnie buduje się samoloty komunikacyjne, których zasięg pozwala na przebywanie w jednym locie najdłuższych praktycznie transoceanicznych szlaków powietrznych. Ma to ogromne znaczenie także w działaniach wojennych.

Można oczekiwać, iż w przeciągu pięciu lat, po okresie prób i prac pionierskich, komunikacja będzie odbywała się na prawdziwie wielkich wysokościach ok. 7000 m, gdzie będzie można wykorzystać takie dobrodziejstwa wysokiego latania, jak spokojną i czystą atmosferę oraz znaczne zwiększenie szybkości przelotowej.

Pociągnie to za sobą konieczność wytworzenia w kabinie nadciśnienia.. Utrata ciśnienia z jakiegokolwiek powodu nie będzie fatalną, jeżeli samolot będzie zaopatrzony w zapasowy tlen.

Loty stratosferyczne na wysokości 15.000 do 18.000 m., a nawet wyżej, będą zapewne badane i mogą oddać wielkie usługi nauce i wojsku, jednakże jest wątpliwe, żeby w niedalekiej przyszło-

ści odbywały się na tej wysokości regularne podróże powietrzne. Zresztą jest to zupełnie możliwe z punktu widzenia technicznego, tylko wynikną stąd tak duże trudności i komplikacje w użytkowaniu, wzrost kosztów i ryzyka, że znacznie przewyższą praktyczne korzyści z tego rodzaju komunikacji.

Tak, jak dziś prowadzą ustalone szlaki powietrzne przez lądy, łącząc ze sobą większość dużych miast, przed upływem pięciu lat opasane będą oceany, a zapewne część linii transportowych i wycieczkowych pobiegnie przez okolice polarne.

Rozwój tylu dziedzin i kierunków lotnictwa przyczyni się do wzmożenia wszelkich poczynań związanych z nauką, organizacją i przemysłem lotniczym.

Postęp w aerodynamice samolotów

W. Littlewood — American Airlines.

Praktyczny postęp w aerodynamice samolotów musi być mierzony jako suma tych cech i urządzeń, które są zastosowane na ostatnich konstrukcjach samolotów.

Dolnopłat z chowanym podwoziem lub podłodziem jest powszechnie przyjęty w lotnictwie handlowym i wojskowym. Specjalną uwagę poświęcono wygładzeniu i racjonalnemu pod względem aerodynamicznym ukształtowaniu zewnętrznych powierzchni.

Dla uzyskania dużej rozpiętości szybkości i udoskonalenia sterowania stosuje się na skrzydłach klapy.

Postęp w dziedzinie śmigieł, więc użycie śmigła o stałych obrotach i zmiennym w dużym zakresie skoku, jak również możność dostosowania obciążenia silnika do warunków startu i lotu na dużej szybkości, uzupełniły użycie klap i pozwoliły na stosowanie większych obciążeń powierzchni i mocy oraz zwiększyły rozpiętość szybkości.

Równolegle z innymi konstrukcyjnymi dążeniami przeprowadzono badania i próby nad instalacją silników, aby wreszcie zastosować najlepsze, ustalone przez wyczerpujące badania N.A.C.A.

Wśród różnego typu zespołów napędowych przoduje silnik gwiaździsty chłodzony powietrzem i zaopatrzony w oryginalne lub zmodyfikowane pierścienie NACA.

Samoloty o całkowicie metalowej konstrukcji, schowanych wewnątrz usztywnieniach, linkach i innych elementach, oraz starannym opracowaniu aerodynamicznym uzyskały naturalnie bardzo małe opory i dużą doskonałość aerodynamiczną.

Zastosowano korzystniejsze profile skrzydłowe. Światła do lądowania są wbudowane bądź też całkowicie chowane.

Rozwój odpowiednich pomp próżniowych pozwolił na uniknięcie zewnętrznych urządzeń, służących do napędu przyrządów. Generator napędzany powietrzem został zastąpiony przez jednostkę napędzaną od silnika. Poza tym poczyniono niezliczone drobne udoskonalenia części dla uzyskania czystej aerodynamicznej linii

Należy zaznaczyć, że postęp w aerodynamice samolotu dochodzi asymptotycznie do granicy możliwości. Zdawałoby się, że większe udoskonalenia nie są tu już możliwe. Każda najmniejsza zdobycz w ulepszaniu szczegółów będzie uzyskana kosztem bardzo starannych studiów, a wartość jej w praktyce będzie zależała od konstrukcji, wykonania i skrupulatnej obsługi.

Jednak krzywe rozwoju aerodynamiki samolotu stanowią całą rodzinę. Są tam krzywe odnoszące się do różnych typów samolotów, gdzie różnie są mierzone pewne cechy aerodynamiczne.

Wiele cennych badań i udoskonaleń należy już do przeszłości, lecz nie zostały one jeszcze zastosowane w praktyce. Wynika to z ekonomicznych wpływów na przemysł, albo z konieczności dalszej współpracy konstruktora z fabrykantem i wytwórcą materiałów czy też wyposażeni

Zasadniczymi zagadnieniami w samolocie są więc: największa rozpiętość szybkości tj. stosunek największej i najmniejszej sterownej szybkości oraz uzyskanie maximum doskonałości przy najkorzystniejszej szybkości przelotowej, jak też duże wahania doskonałości w innych warunkach lotu.

Ostatnie lata były tak obfite w różne udoskonalenia, że nie należy oczekiwać zbyt wiele w najbliższym czasie.

Każda zdobycz w zakresie własności aerodynamicznych samolotu wpływa na:

zwiększenie bezpieczeństwa,
obniżenie kosztów eksploatacji.
zwiększenie szybkości,
wzrost przewożonych ciężarów.

Należy przypuszczać, że w ciągu najbliższych pięciu lat następujące własności i szczegóły wyposażenia samolotów będą ulepszone:

1) Rozpiętość szybkości — przez powiększenie siły nośnej i udoskonalenie układu sterowania.
2) Użycie śmigieł o zmiennym skoku do hamowania w powietrzu.
3) Podwozie — w warunkach lotu i lądowania
4) Zupełne schowanie i osłonięcie podwozia i innych otworów
5) Konstrukcja wiatrochronów.
6) Instalacja świateł do lądowania i lotu.
7) Usunięcie zewnętrznej anteny radiowej.
8) Chwyty powietrza do gaźnika silnikowego i inne.
9) Instalacje do chłodzenia oliwy.
10) Odlodzacze.
11) Kształty kadłuba.
12) Gładkość zewnętrznych powierzchni.
13) Instalacja szybkościomierza.
14) System chłodzenia silnika.

Za wyjątkiem siły nośnej i udoskonalenia systemu sterowania, inne ulepszenia indywidualnie nie mają wielkiego znaczenia, lecz razem stanowią już bardzo dużo i nie można żadnej z nich pominąć przy zwiększających się ciągle szybkościach lotu.

Konstrukcja samolotu

B. C. Boulton — The Glenn L. Martin Company.

Przez wiele lat pracowano nad zagadnieniem budowy wielkich samolotów i dziś latają już nad największymi oceanami i na najdłuższych trasach lądowych jednostki o tak wielkim ciężarze, o jakim jeszcze przed kilku laty nie myślano poważnie.

Na taki rozwój lotnictwa komunikacyjnego wpłynęły: udoskonalenia aerodynamiczne, postęp w dziedzinie zespołu napędowego, oraz materiałów konstrukcyjnych i wreszcie doświadczenia konstrukcyjne.

Aerodynamicznie korzystniejsze są wielkie samoloty dzięki znacznej przewadze skrzydła nad elementami nienośnymi, więc kadłubem i gondolami silnikowymi.

W ostatnich latach zaznaczył się postęp w dziedzinie silników szczególnie w trzech kierunkach: wzrost mocy jednego silnika, zmniejszenie ciężaru silnika przypadającego na konia i znaczne zredukowanie jednostkowego zużycia paliwa.

Przed niedawnym czasem w samolocie o ciężarze 9000 kg zespół napędowy stanowił 18% całkowitej wagi, podczas gdy w nowoczesnym samolocie 50-ciotonowym stanowi tylko 12%.

Zmniejszenie ciężaru własnego samolotu uzyskano dzięki trzem czynnikom: udoskonaleniu materiałów, racjonalnemu ich zastosowaniu i malejącemu ze wzrostem samolotów ciężarowi konstrukcji.

Dalsze rozważania są oparte na przykładach kilku istniejących samolotów i na extrapolacji tych danych dla konstrukcji odpowiadających obecnym dążeniom.

Trudno jest oddzielnie rozpatrywać wpływ wymienionych trzech czynników na ciężar samolotu. Poza tym dyskusja jest ograniczona do hydroplanów, które mają zdecydowaną przewagę nad samolotami lądowymi, ponieważ kadłub jest w nich wykorzystany do wodowania, więc odpada ciężkie podwozie wraz z mechanizmem chowania.

Rozważyć należy następujące zasadnicze elementy: skrzydło, ogon, kadłub i gondole silnikowe, środki do utrzymania równowagi poprzecznej na wodzie i wyposażenie stałe.

Skrzydło jest najważniejszą częścią i ze wzrostem ciężaru całkowitego stanowi coraz większy jego procent. Obciążenie jednostkowe skrzydła winno wzrastać w przybliżeniu z czwartym pierwiastkiem całkowitego ciężaru.

Ciężar skrzydła jest określony w przybliżeniu wzorem:

$$Q_s = K.\sqrt{m \, . \, Q \, . \, S \, . \, L},$$

gdzie:

Q_s — ciężar skrzydła,
m — spółczynnik obciążenia,
Q — ciężar całkowity,
S — powierzchnia skrzydła,
L — rozpiętość,
K — spółczynnik określony na podstawie wielkiej ilości wolnonośnych skrzydeł, malejący nieznacznie ze wzrostem całkowitego ciężaru.

Ciekawym będzie rozważenie zależności i ciężarów jednostkowych, otrzymanych dla wydłużenia 10, spółczynnika obciążenia 4,25 przy obciążeniu powierzchni zmieniającym się, jak powiedziano wyżej:

$$\frac{Q}{S} = C.\sqrt[4]{Q}.$$

Q kg	$\frac{Q}{S}$ $\frac{kg}{m^2}$	L m	$\frac{Q_s}{S}$ $\frac{kg}{m^2}$
9.000	100	30	14,5
22.500	128	42	17,5
45.000	149	55	19,5
90.000	178	71	21,4

Obliczony na podstawie podanych twierdzen ciężar skrzydła pozostaje prawie stałym procentem całkowitego ciężaru, zmniejszając się od 14,5% dla samolotu 9-ciotonowego, do 12% — dla 90-tonowego.

Ciężar powierzchni usterzenia stanowi 13 do 14% ciężaru skrzydeł.

Procentowo stosunek ciężaru grupy kadłuba i zespołów napędowych do ciężaru całkowitego wyraźnie zmniejsza się ze wzrostem całkowitego ciężaru, z następujących względów: szerokość kadłuba, konieczna do zapewnienia zupełnie wygodnego pomieszczenia pasażerów, wynosi ok. 4m i do tego celu nie ma potrzeby zwiększać tego wymiaru. Szerokość kadłuba wodnosamolotu wymagana do startu wzrasta tylko z trzecim pierwiastkiem całkowitego ciężaru, zresztą wielkie samoloty mogą mieć starty długie.

Ponieważ znaczną część ładunku samolotu stanowi paliwo, pojemność kadłuba musi wystarczyć tylko do pomieszczenia pasażerów i towaru, więc nie wzrasta ponad normy określone tymi wymaganiami.

Oczywiście w tej sprawie są różne zapatrywania i dla zainstalowania bardzo luksusowych udogodnień trzeba zapłacić ciężarem i aerodynamiką samolotu.

Należy jednak pamiętać, że przy dużej szybkości przelotowej, nawet na trasach transoceanicznych, normalny czas lotu nie powinien przekraczać 20 godzin, więc urządzenia mogą być o wiele skromniejsze, niż w sterowcach, dla których czas takiej podróży wynosi około 60 godzin.

Ze wzrostem mocy silników przy zachowaniu tej samej średnicy, ciężar gondol silnikowych w stosunku do ciężaru kadłuba maleje przy rosnącym ciężarze całkowitym.

Pływaki zapewniające samolotowi równowagę na wodzie stanowią prawie stały procent (10 — 12%) ciężaru kadłuba.

Ciężar stałego wyposażenia wynosi od 6% dla 9.000 kg do 5% dla 45.000 kg całkowitego ciężaru.

Reasumując te rozważania można przyjąć, że ciężar własny hydroplanu procentowo zmniejsza się z wielkością samolotu i wynosi odpowiednio 33, 28 i 25% całkowitego ciężaru dla jednostek 9, 22,5 i 45-ciotonowych.

Ciężar własny samolotu zmniejsza się więc o 1½ do 2% na 4500 kg wzrostu całkowitego ciężaru przynajmniej do wielkości 45.000 kg. Przy znacznie większych samolotach, niż omawiane, krzywa ciężaru własnego osiąga minimum i następnie prawdopodobnie idzie w górę.

Przy obecnych możliwościach konstrukcyjnych i dalszym zmniejszaniu jednostkowego zużycia paliwa, tendencja zwiększania ciężaru wodnosamolotów może zapewnić zupełną opłacalność liniom transoceanicznym.

Konstrukcja geodetyczna

Po przestudiowaniu wszystkich prac na temat konstrukcji geodetycznej można stwierdzić, że jest ona przereklamowana.

Znacznie ustępuje najlepszym znanym konstrukcjom skorupowym pod względem kosztów, wagi oraz szybkiego i dokładnego ujęcia teoretycznego.

Sztywność i wytrzymałość konstrukcji są proporcjonalne do modułu sprężystości materiału, momentu bezwładności, wskaźnika przekroju i naprężenia krytycznego albo granicy sprężystości materiału.

Moduł sprężystości jest niezależny od typu konstrukcji.

Materiał w konstrukcji powłokowej jest rozłożony na powierzchni, więc moment bezwładności i wskaźnik przekroju są największe z możliwych w danej przestrzeni, określonej zewnętrznym obrysem elementu dla danego przekroju materiału.

Naprężenie krytyczne w używanych obecnie najlepszych konstrukcjach jest znacznie wyższe lub conajmniej równe naprężeniom w elementach konstrukcji geodetycznej, którymi są ceówki, zetowniki, a mogą też być rury.

Wiele elementów używanych w konstrukcji geodetycznej w miejscach połączeń jej członów powiększa znacznie ciężar i koszt konstrukcji.

Metody obliczeń są uciążliwe, trudne i prawdopodobnie niedokładne, szczególnie kiedy stosuje się krótkie odcinki prowadzące do małej konstrukcyjnej wydajności.

DRGANIA UKŁADU WAŁ WYKORBIONY - ŚMIGŁO

KARL LÜRENBAUM

Z oryginału p. t. „Vibration of Crankshaft - Propeller Systems" S.A.E. Journal, December 1936, str. 469—479, przetłumaczył inż. J. Tuszyński.

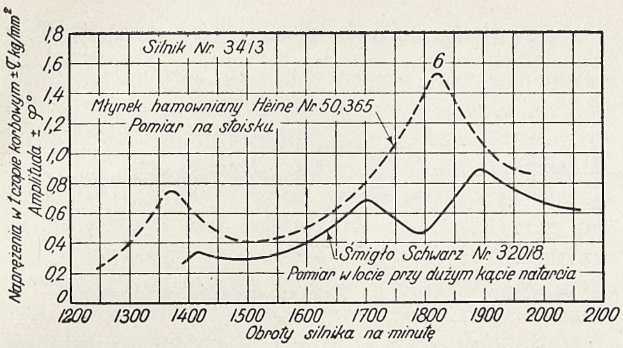
Warunkiem uzyskania cichej i wolnej od drgań pracy zespołów napędowych jest nieobecność drgań w częściach ruchomych układu. Warunek ten jest specjalnie ważny dla układów wał wykorbiony-śmigło, których praca pozostawia pod tym względem wiele do życzenia.

Przed paroma laty, gdy napotykano częste wypadki pęknięć wałów silników szeregowych, badania nad zaradzeniem im były zwrócone wyłącznie w kierunku wyeliminowania drgań skrętnych. Traktowano wówczas śmigło jako ciało sztywne, którego masowy moment bezwładności był tak dalece większy od masy rozpatrywanego układu napędowego, że znaczne nawet zmiany momentu bezwładności śmigła wpływały bardzo nieznacznie na postać i częstość drgań. Przyjęcie tej hipotezy prowadzi do wniosku, że stosowane śmigło, czy to będzie młynek hamowniany czy też śmigło dla lotu, nie wpływają na zachowanie się układu przy występowaniu drgań skrętnych.

Ostatnio dokonano szeregu spostrzeżeń, wskazujących, że zwiększenie ilości stopni swobody układu daje wyniki o decydującym znaczeniu. Zasadnicze spostrzeżenia są następujące:

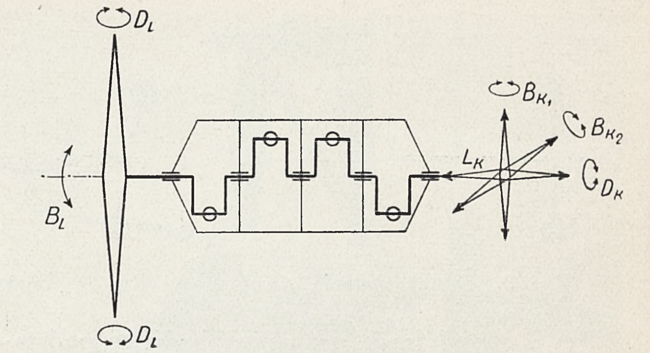
1) Pomiary drgań skrętnych, dokonane na tym samym silniku na stoisku przy zastosowaniu młynka hamownianego oraz w locie przy użyciu różnych śmigieł, dają wyniki różniące się między sobą w mniejszym lub większym stopniu, znacznie przekraczającym odchylenia, dające się przypisać błędom pomiarowym. Rys. 1 jest doskonałym przykładem takich różnic. Punkt rezonansowy, $n_e/6$, stwierdzony na podstawie pomiarów na stoisku przy 1825 obr/min, uwidocznia się przy pomiarach w locie pod postacią dwóch punktów rezonansowych, górnego i dolnego. Wykres ten przypomina dobrze znane wahadło podwójne, zastosowane w charakterze tłumika drgań. Istotnie, późniejsze badania wykazały, że częstość skrętnych drgań własnych układu wał wykorbiony-śmigło występowała przy tym samym punkcie, co i pierwsza harmoniczna zasadniczego drgania giętnego śmigła przy tej ilości obrotów (patrz rys. 11). W wypadku tym śmigło pochłaniało część energii drgań wału i działało w stosunku do drgającego skrętnie wału jako rezonansowy tłumik drgań.

2) Jako możliwy wynik tego układu warunków mogą być uważane pęknięcia, występujące w śmigłach metalowych i drewnianych przy pewnych typach silników i spowodowane drganiami giętnymi. W śmigłach metalowych (Elektron) pęknięcia występują jedynie przy nasadzie łopatki śmi-



Rys. 1. Krzywe drgań skrętnych dla tego samego silnika czterocylindrowego ze śmigłem zwykłym i młynkiem hamownianym.

Por. dane dla śmigła Schwarz Nr. 32018 na rys. 11.



Rys. 2. Stopnie swobody drgań układu wał wykorbiony — śmigło.

L_K — drgania wzdłużne wału. B_L — drgania giętne śmigła.

D_K — drgania skrętne wału. D_L — drgania skrętne śmigła.

B_{K_1}, B_{K_2} — drgania giętne wału.

gła blisko piasty, to znaczy w miejscu przenoszącym większe naprężenia wskutek zacisku piasty i posiadającym wytrzymałość zmniejszoną pod wpływem zmęczenia. Przy śmigłach drewnianych pęknięcia ukazują się w metalowym okuciu, zaś lakier odpryskuje w określonym miejscu na górnej połowie łopatki (węzeł pierwszej harmonicznej drgania giętnego).

3) W ostatnich czasach napotkano na pęknięcia zmęczeniowe, różniące się pod względem wyglądu i położenia od pęknięć, wywołanych drganiami skrętnymi; pęknięcia te muszą być przypisane drganiom wzdłużnym wału.

Stopnie swobody

W związku z powyższymi spostrzeżeniami nasuwa się konieczność wzięcia pod uwagę wszystkich stopni swobody, które są możliwe i zasługują na zainteresowanie w związku z rezonansem, oraz rozpatrzenia wyników, dających się przypisać tym stopniom swobody. Rys. 2 charakteryzuje podstawowe stopnie swobody, zaś rys. 3 do 7 przedstawiają postać odpowiednich drgań swobodnych, które mogą występować w zakresie używanych ilości obrotów zespołu napędowego.

Wszystkie stopnie swobody oddziaływują wzajemnie na siebie, co można łatwo zauważyć, obserwując zmianę postaci układu, spowodowaną wprowadzeniem momentu skręcającego (siły stycznej) w wykorbieniu. Wprowadzenie momentu skręcającego (drgania skrętnego) oddziaływuje na wał w kierunku jego długości (drgania wzdłużne) i wpływa na jego zginanie (drgania giętne). Działający na piastę śmigła moment, pochodzący od drgania skrętnego, staje się przyczyną skrętnych i giętnych drgań obu łopatek śmigła jednocześnie. Zależności te mogą być z łatwością zrozumiane, jeśli przedstawić sobie wał pod postacią sprężyny spiralnej z zamocowanym w jej przedłużeniu śmigłem.

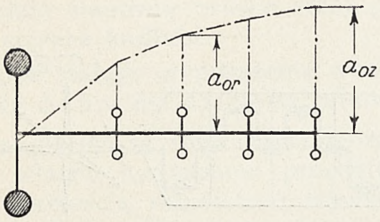
W związku z ustaleniem praktycznie wchodzących w rachubę możliwości rezonansowych układu, ważna jest znajomość częstości i postaci drgań, występujących w poszczególnych stopniach swobody zespołu napędowego. Ze względu na wzajemną zależność tych stopni swobody mówienie o częstości drgań w poszczególnych stopniach swobody nie jest całkowicie słuszne; ściśle biorąc, ma się jedynie do czynienia z częstościami drgań i charakteryzującymi je cechami dla układu, tworzącego jedną powiązaną całość; w warunkach rezonansu, występujące w tym samym czasie odkształcenia wszystkich punktów układu są oczywiście bardzo znaczne. W takim stanie rzeczy istotne zależności stają się najbardziej oczywiste; obecnie prowadzone są badania w tym kierunku. Mimo to dla wstępnego ustalenia punktów rezonansowych istnieje możliwość rozpatrywania częstości i postaci drgań w poszczególnych stopniach swobody, zdając sobie jednocześnie sprawę, że wyniki tych rozważań będą podlegały pewnym wyjątkom i poprawkom, w większości wypadków zapewne mało znaczącym, których ustalenia należy się spodziewać w wyniku obecnie prowadzonych badań.

Tablica 1 podaje zestawienie częstości poszczególnych drgań, zaś rysunki 3 do 7 przedstawiają ich postać.

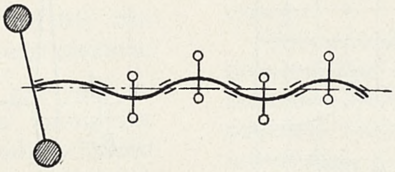
Postacie drgań

Rys. 3 przedstawia postać swobodnych drgań skrętnych, zachodzących w normalnym zespole napędowym. Jest to jedyny prawie rodzaj drgań podstawowych o znaczeniu praktycznym, z jednym węzłem w pobliżu śmigła. Spowodowane nimi pęknięcia wału były rozumiane już od pewnego czasu i, na szczęście, zostały w znacznej mierze wyeliminowane dzięki przeprowadzeniu podstawowych badań i opracowaniu odpowiednich środków zaradczych.

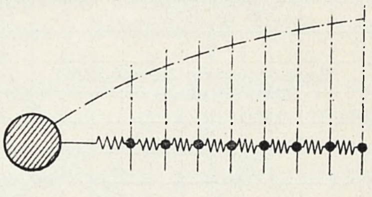
Rys. 4 przedstawia najprostszą postać drgania giętnego ze zmianami kierunków naprężeń przy łożyskach, otrzymaną przy założeniu, że całkowicie sztywny karter nie bierze udziału w drganiach. Odpowiednia częstość drgań (tablica 1) jest bardzo wysoka, dzięki czemu prawdopodobieństwo rezonansu w zakresie normalnych warunków pracy jest bardzo niewielkie. W silnikach lotniczych szeregowych z wałami, podpartymi po obu stronach każdego wykorbienia, pęknięcia wałów, dające się przypisać drganiom giętnym, są niezmiernie rzadkie w porównaniu do silników samochodowych, posiadających mniejszą ilość łożysk, a nawet być może w porównaniu z silnikami lotniczymi o cylindrach w gwiazdę.



Rys. 3. Postać drgania skrętnego.



Rys. 4. Postać drgania giętnego.



Rys. 5. Postać drgania wzdłużnego.

Rys. 5 przedstawia postać swobodnego podstawowego drgania wzdłużnego z węzłem w bliskości dużej masy śmigła. Czynnikiem, umożliwiającym powstanie tego rodzaju drgań, są luzy osiowe wału, których obecność jest konieczna. Sprężynowanie podłużne jest w większości wypadków umożliwione przez ramiona wykorbień, poddające się zginaniu. Na dowód występowania tego rodzaju drgań należy przytoczyć napotykane pęknięcia wałów w miejscu przejścia czopa wykorbienia w ściankę boczną.

Rys. 8 przedstawia metodę określenia częstości wzdłużnych drgań własnych na drodze wzbudzenia rezonansu przy pomocy wirującego mimośrodowo osadzonego ciężarka. Dla urządzenia tego równanie częstości brzmi:

$$\alpha = \beta \, tg \, \beta \quad \ldots\ldots \quad (1)$$

gdzie

$$\alpha = \frac{M_u}{M_w} \quad \ldots\ldots \quad (2)$$

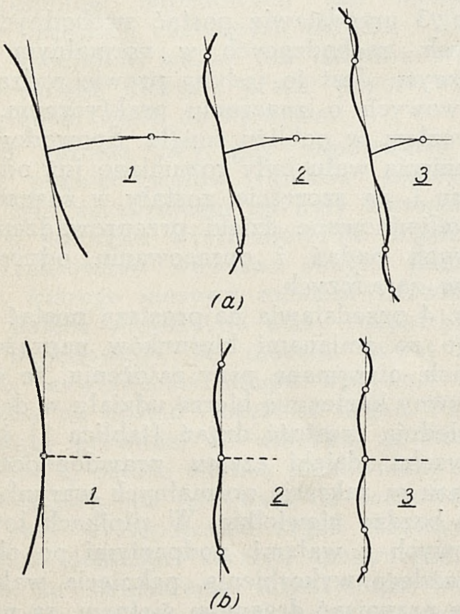
jest stosunkiem dodatkowej masy mimośrodowego ciężarka do masy wału. Jeśli w wyniku tego rodzaju badania wypadnie, że częstość drgań podłużnych wynosi n', wówczas wielkość ta może być sprowadzona do częstości drgań wału bez dodatkowego ciężarka przy pomocy wzoru:

$$n' = \frac{2\beta}{\pi} n \quad \ldots\ldots \quad (3)$$

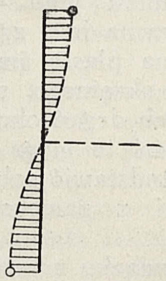
Dla umożliwienia w przyszłości wstępnych obliczeń częstości wzdłużnych drgań wałów przeprowadza się na różnych typach wałów próby podłużnego odkształcania; celem tych prób jest uzupełnienie jednego z pospolitych wzorów sprowadzonych (t. zn. wzorów, dotyczących zastępczych układów o masach skupionych) dla sprężynowania skrętnego odpowiednimi wzorami sprowadzonymi dla wzdłużnego sprężynowania wykorbień.

Aczkolwiek można przyjąć za regułę, że z pośród wszystkich możliwych drgań wału znaczenie mają jedynie drgania podstawowe, to dla znacznie bardziej sprężystego śmigła pod uwagę należy brać również drgania harmoniczne. Odpowiednie postacie drgań śmigła są przedstawione na rys. 6 (drgania giętne) i na rys. 7 (drgania skrętne).

Postacie drgań giętnych (rys. 6) dzielą się na dwie kategorie. W postaci *a* połowa po jednej stronie wału stanowi odwrotność odbicia w zwierciadle drugiej połowy; przy piaście kierunek odkształcenia jest zmieniony w stosunku do wspólnej stycznej, zaś wał wykorbiony jest wciągnięty w drgający układ. W postaci *b* połowa po jednej stronie wału stanowi odbicie w zwierciadle połowy drugiej; węzeł drgań jest umiejscowiony w piaście, zaś wał nie bierze udziału w drganiach. Częstość drgań w kategorii *b* jest wyższa, aniżeli odpowiednia częstość w kategorii *a*.



Rys. 6. Drgania giętne śmigła.
(a) — drgania zasadnicze oraz pierwsze i drugie harmoniczne przy udziale wału wykorbionego.
(b) — drgania zasadnicze oraz pierwsze i drugie harmoniczne bez udziału wału wykorbionego.



Rys. 7. Postać drgania skrętnego śmigła (zasadnicze).

Mając na uwadze znacznie wyższy opór, stawiany przez śmigło odkształceniom skręcającym w porównaniu do takiegoż oporu przy odkształceniach zginających, wystarczy ograniczyć się do rozpatrywania drgań skrętnych śmigła pod postacią, przedstawioną na rys. 7.

Wstępne obliczenie drgań giętnych

Obliczenie to da się często przeprowadzić z wystarczającą dokładnością przy użyciu metody Rayleigh-Ritz uzupełnionej metodami graficznymi; rys. 9 przedstawia określenie doświadczalne. Śmigło zostaje zawieszone w sposób sprężysty na linie gumowej i jest pobudzane do drgań przy pomocy wirującego mimośrodowego ciężarka, przymocowanego do piasty śmigła. Przyrząd ten umożliwia oczywiście jedynie powstanie drgań, należących do kategorii *b*, rys. 6. Celem lepszego odzwierciadlenia rzeczywistych warunków pracy wprowadzono urządzenie, przedstawione na rysunku 10. Urządzenie to odtwarza dodatkowo wpływ związania śmigła z układem wału. Daje ono drgający obraz rzeczywistego zespołu napędowego.

Na osadzonym w dwóch łożyskach wale, którego sprężystość na skręcanie odpowiada sprężystości badanego wału, zamocowane jest z jednej strony śmigło z piastą, z drugiej strony zaś belka poprzeczna, na której znajdują się dwa podobne urządzenia do wzbudzania drgań z ciężarkami przesuniętymi o 180°. Urządzenia te wzbudzają czysty moment skręcający, odpowiadający harmonicznej pulsacji momentu skręcającego, wywołanego przez silnik. Moment bezwładności poprzecznej belki odpowiada w przybliżeniu sumie mas układu napędzającego silnika. Ilość obrotów urządzenia wzbudzającego może ulegać zmianom w zakresie od około 200 do około 18.000 obr/min, dzięki czemu istnieje możność zbadania całkowitego zakresu częstości w poszczególnych stopniach swobody. Odpowiednio umocowane zwierciadło pozwala na obserwowanie drgań w punktach, zasługujących na uwagę (belka poprzeczna, piasta, łopatki śmigła). Częstość określona przy pomocy tego urządzenia dla śmigła nieruchomego zostaje następnie przeliczona dla śmigła obracającego się (przy wzięciu pod uwagę usztywniającego działania siły odśrodkowej) przy pomocy następujących równań Mesmera i Hansena[1]) dla drgania podstawowego i pierwszej harmonicznej:

$$\nu_n^2 = \nu_0^2 + 1{,}45\, n^2 \quad \text{(drganie podstawowe)} \quad . \quad (4)$$

$$\nu_n^2 = \nu_0^2 + 4{,}4 n^2 \quad \text{(pierwsza harmoniczna)} \quad (5)$$

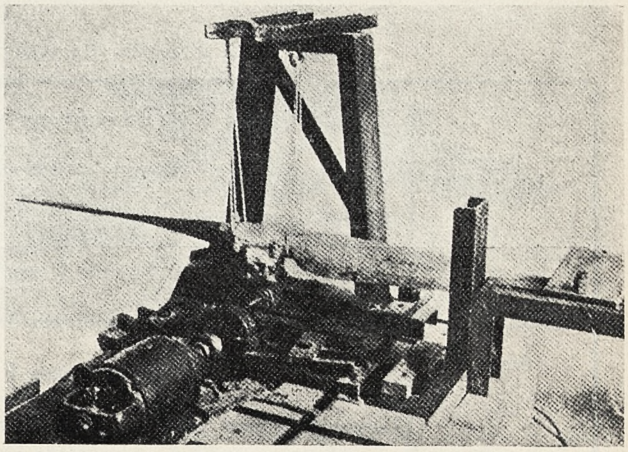
gdzie

ν_n — częstość drgań przy obrotach n,

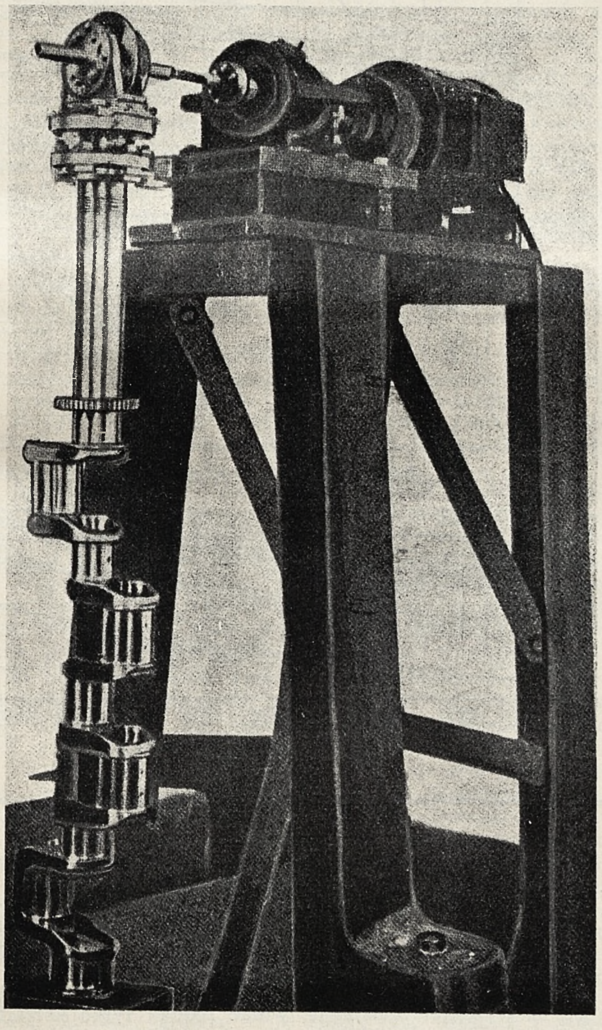
ν_0 — częstość drgań przy obrotach $n = 0$,

n — ilość obrotów śmigła.

Częstości drgań śmigła, podane na tablicy 1, zostały określone na tym urządzeniu; ich zgodność z zachowaniem się śmigła pracującego na samolocie została potwierdzona przy pomocy obserwacji, dokonanych na śmigle pracującym w normalnych warunkach. Przewidziane jest sprawoz-



Rys. 9. Wyznaczanie częstości drgań giętnych śmigła na drodze wzbudzania rezonansu przy pomocy mimośrodowego wirującego ciężarka, umieszczonego przy piaście.



Rys. 8. Wyznaczanie częstości drgań wzdłużnych wału na drodze wzbudzania rezonansu przy pomocy mimośrodowego wirującego ciężarka.

[1]) „Airscrew Oscillations", M. Hansen i G. Mesmer. Aircraft Engineering, March 1935, str. 65—69.

TABLICA 1

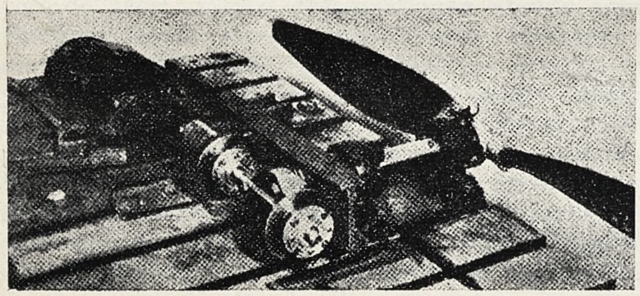
Części drgań własnych dla całkowitego zespołu napędowego wał wykorbiony-śmigło

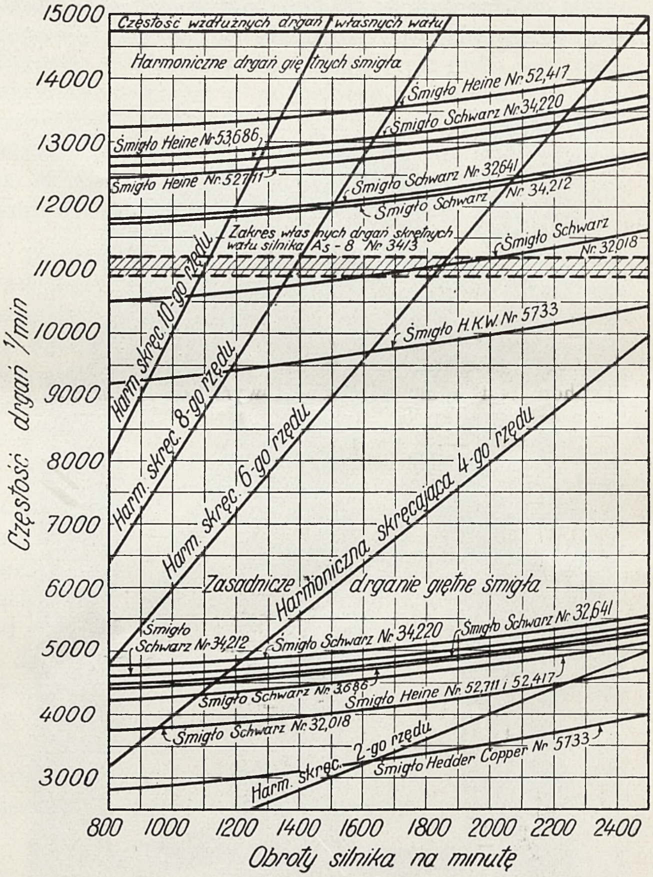
Wał wykorbiony	Drganie skrętne (drganie podstawowe, rys. 3)		$n_{e_1} \simeq$	4500 do 15.000 1/min
	Drganie wzdłużne (drganie podstawowe, rys. 5)		$n_{e_1} \simeq$	6000 do 15.000 1/min
	Drganie giętne (rys. 4)		$n_{e_1} \simeq$	23.000 do 30.000 1/min
Śmigło	Drganie giętne ν_0	Drganie giętne zasadnicze (rys. 6, b, 1)	$n_{e_1} \simeq$	2500 do 4500 1/min
		Harmoniczna 1 rzędu (rys. 6, b, 2)	$n_{e_2} \simeq$	7500 do 14.500 1/min
		Harmoniczna 2 rzędu (rys. 6, b, 3)	$n_{e_3} \simeq$	19.000 1/min
	Drganie skrętne (drganie podstawowe, rys. 7)		$n_{e_1} \simeq$	5500 do 7000 1/min

danie, dotyczące tej części badań, która zajęła się połączeniem i wzajemnym oddziaływaniem poszczególnych stopni swobody układu.

Źródła drgań, naprężenia i punkty rezonansowe

Po tym przeglądzie postaci i częstotliwości swobodnych drgań powstaje zagadnienie źródła drgań, punktów rezonansowych i naprężeń, wywołanych drganiami. *D. n.*





Rys. 10. Urządzenie wzbudzające dla uzyskiwania złożonych drgań w układzie wał wykorbiony — śmigło (odtwarzanie postaci drgań w zespole napędowym).

Rys. 11. Punkty rezonansu między harmonicznymi skręcającymi (to znaczy harmonicznymi pulsacji momentu skręcającego) czterocylindrowego silnika szeregowego, częstością drgań giętnych różnych śmigieł i częstością wzdłużnych i skrętnych drgań wału wykorbionego.

(Krytyczne ilości obrotów wału i śmigła; por. również dane, dotyczące śmigła Schwarz Nr. 32018, z rys. 1).

XV. SALON LOTNICZY W PARYŻU

(Korespondencja własna).

Samoloty cywilne*)

Zacznijmy od grupy samolotów, które mają wiele wspólnych cech z wojskowymi. Można do niej zaliczyć wszystkie samoloty specjalne, szkolne o dużej szybkości i wreszcie samoloty komunikacyjne. Jest tego wszystkiego bardzo niewiele.

Pięknie prezentuje się *Caudron — Coupe Deutsch*, dobrze znany już od roku 1934, oświetlony reflektorami obraca się na wysokiej podstawie; widać jednak tylko kształty zewnętrzne i prawdopodobnie nic więcej nie możnaby zobaczyć, bo to tylko makietka.

Bezpośrednim jego potomkiem jest *Caudron „Rafale"* — szkolny myśliwski, który z silnikiem 220 KM osiąga szybkość 370 km/godz. Posiada on wszystkie cechy najnowszych samolotów myśliwskich: dolnopłat z wolnonośnym skrzydłem, podwoziem i usterzeniem; duże obciążenie powierzchni nośnej, a więc i klapy do lądowania. Kabina zamknięta, widoczność do tyłu przez oszklone „kieszenie" w oprofilowaniu kabiny. Konstrukcja drewniana, skrzydło jednodźwigarowe: górny pas z jesionu, dolny ze spruce'u. Ka-

*) Rozdział niniejszy stanowi dokończenie korespondencji zamieszczonej w Nr. 12 Techn. Now. Lotn. 1936 r.

dłub kratowy, kryty sklejką, oprofilowany blachą ze stopu magnezowego.

Drugim samolotem przeznaczonym dla szkolenia pilotów w lotach na wielkich szybkościach był *Morane 430* — samolot dwumiejscowy, posiadający jednak „planeur" prawie identyczny z jednomiejscowym myśliwskim Morane 405. Samolot ten jest wyposażony w podwójne sterowanie (również wszystkie urządzenia specjalne, jak klapy, chowanie podwozia) oraz celowniki, fotokarabiny, radio i pełne wyposażenie do lotów nocnych.

Był też jeden samolot szkolny akrobacyjny, normalnego, starego typu, o konstrukcji mieszanej: drzewo, rury stalowe spawane, płótno; był to *Romano — 80*, dwupłat dwumiejscowy, który według zgodnej opinii posiada wybitną sterowność i zwrotność.

Z samolotów rekordowych zwracał uwagę *ANT — 25*, samolot sowiecki, chlubnie znany ze swych lotów arktycznych. Rzucającą się w oczy cechą jego są skrzydła o bardzo dużym wydłużeniu (13), których widok narzucił porównanie z szybowcem. Przypomina on trochę ów Devoitine, który uległ katastrofie na Syberii kilka lat temu podczas próby pobicia rekordu odległości. Konstrukcja metalowa, pokrycie pracujące, podwozie chowane, bardzo wysokie. Amortyzatory olejopneumatyczne podparte, każdy trzema zastrzałami — do tyłu i na boki. Wykonanie wydaje się bardzo prymitywne.

Wśród szybkich samolotów dwusilnikowych jedynymi, które miały konstrukcję drewnianą, były dwa *Caudrony: Typhon* i *Goëland*. Oba mają wiele cech wspólnych ze sobą i ze znanym samolotem de Havilland Comet. Są to dolnopłaty o dużym obciążeniu powierzchni nośnej, o stosunkowo cienkich profilach skrzydeł (Typhon u nasady ma skrzydło tylko 12% grubości) z klapami do lądowania i chowanymi podwoziami. Konstrukcja skrzydeł i kadłuba drewniana, typowa Caudrona. Interesującym jest zastosowanie silników symetrycznych, obracających się w przeciwnych kierunkach, co ma mieć doniosły wpływ na stateczność, ze względu na zrównoważenie momentów obrotowego i żyroskopowego, usymetrycznienie ruchu powietrza odrzucanego przez śmigła na usterzenie i t. p.

Typhon jest samolotem pocztowym, dwumiejscowym, o dużym zasięgu (do 5000 km), przy szybkości przelotowej powyżej 300 km/godz.

Goëland — to samolot pasażerski na 6 pasażerów i 2 osoby załogi. Szybkość maksymalna podawana rok temu wynosiła 290 km/godz; obecnie 305 km/godz.

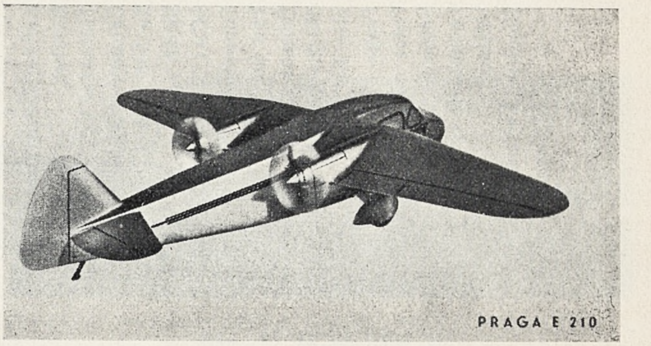
Bardzo ciekawym byłoby zestawienie tego samolotu z RWD — 11, z którym mają bardzo wiele wspólnych cech. Szkoda, że nie spotkały się na wystawie.

Sowiecki samolot komunikacyjny *ANT — 35* przypomina swymi kształtami znane u nas Douglas'y DC 2, a według liczb, podawanych na wystawie przewyższa je szybkością. I on posiada wszystkie cechy normalne już dzisiaj dla samolotów o wielkiej szybkości: chowane podwozie, klapy (nawet pod kadłubem, wystającym u dołu ponad dolną powierzchnią skrzydła), a nawet klapki do regulowania przepływu powietrza przez osłony silnika.

O komforcie kabin trudno coś powiedzieć, jednak wykończenie tego samolotu, podobnie jak i myśliwskiego CKB 19, wydaje się znacznie lepsze niż rekordowego ANT — 25.

Czterosilnikowy *Farman 224* imponuje swą wielkościa oraz obszarem i wysokością kabin, ale konstrukcją swą, właśnie w połączeniu ze swym ogromem, pozwala wyobrazić sobie, jak może wyglądać latająca arka Noego. Jest to bowiem górnopłat z gondolami silnikowymi, umieszczonymi po 2 w tandem na końcach małych skrzydełek, wyrastających na poziomie dolnych podłużnic kadłuba. Do końców tych skrzydełek zbiegają się zastrzały skrzydłowe, ułożone w kształcie N oraz zastrzały biegnące do górnych podłużnic kadłuba; oprócz tego jest kilka mniejszych zastrzałów, z których jedne podpierają gondole silnikowe, inne podpierają zastrzały główne — w sumie pięć wielkich i kilka mniejszych na każdą stronę samolotu. Przy nich składane podwozie wydaje się zbytecznym luksusem w postaci kwiatka przy kożuchu.

Widoczne jest, że głównym celem była pewność konstrukcji oraz wygoda i bezpieczeństwo pasażerów. Dla zapewnienia tego właśnie bezpieczeństwa służą 4 silniki, „deicr'y" Goodrich (urządzenia służące do zrzucania warstewek lodu narastających na krawędzi natarcia skrzydła), pilot automatyczny, urządzenie do ślepych lotów, no i w przypadku ostatecznej potrzeby — 4 wyjścia z kabiny, — z tych dwa służą do normalnego użytku, a dwa — zaklejone płótnem na codzień, prowadzą na dolne skrzydełka.



Rys. 1. Praga 210.

Po tym olbrzymie obejrzyjmy najmniejszy dwusilnikowy samolot wystawy: czteromiejscowy *Praga 210*, którego zasadniczym przeznaczeniem jest obsługiwanie linii komunikacyjnych pomocniczych oraz „bogata" turystyka (rys. 1).

Jest to górnopłat z silnikami umocowanymi na skrzydle, ale za krawędzią spływu, ze śmigłami pchającymi. Podwozie ma wolnonośne, z amortyzatorami olejopneumatycznymi umieszczonymi wewnątrz kadłuba.

Konstrukcja mieszana, skrzydło kryte sklejką składa się z trzech części: środkowa, umocowana na kadłubie zawiera zbiornik benzyny o pojemności 170 lt, do jej tylnego dźwigara przyczepione są łoża silnikowe spawane. Boczne części, umocowane do środkowej, zaopatrzone są w klapy.

Kabina ma bardzo dobrą widoczność, do czego przyczynia się przeniesienie silników na tył skrzydła. Zmniejsza to jednocześnie dopływ hałasu od silników i śmigieł do kabiny, która przy tym posiada izolację dźwiękową.

Kadłub stalowy spawany, kryty jest płótnem, a przód blachą aluminiową. Sterowanie podwójne — przez wolanty i pedały.

Samolot ma sylwetkę bardzo czystą (małych silników i śmigieł od przodu prawie nie widać), wymienione zaś wyżej czynniki sprawiają, że kabina jego może być bardzo cicha i komfortowa.

Do tej samej klasy (czteromiejscowe turystyczne) należą dwa *Coudrony: Pelican i Simoun* — różniące się jednak od siebie krańcowo: Simoun to typowa nowoczesna konstrukcja Caudrona: całkowicie drewniana, dolny płat wolnonośny, takież podwozie, szybkość 200 km/g.

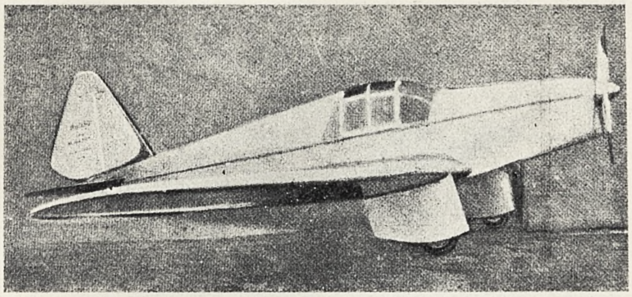
Pelican — to Caudron starszego typu: również całkowicie drewniany górnopłat z zastrzałami i normalnym podwoziem. Interesujące jest zastosowanie tego samolotu jako sanitarnego: dwa fotele stojące jeden za drugim, umocowane są na wspólnej lekkiej podstawie z rurek stalowych. Oparcia ich można położyć do tyłu, tak iż oparcie przedniego fotela zapełnia lukę między siedzeniami, a oparcie tylnego tworzy oparcie pod głowę chorego. Otrzymuje się w taki sposób dobrze wysłane nosze, które w takiej postawie można wyjmować z kabiny przez otwór utworzony przez drzwi i wyjętą obok nich trapezową ściankę kadłuba. Przystosowanie do funkcji sanitarnych jest urządzone w każdym samolocie tego typu (na wystawie były dwa takie samoloty turystyczne, jeden turystyczny a drugi jako sanitarny na stoisku Czerwonego Krzyża).

Gorzej jest ze składaniem skrzydeł; wymaga ono tylu czynności: odpinania zastrzałów z jednego miejsca a przypinania do nowego, przypinania nowych podpórek, podnoszenia klap, i t. p., że patrząc na te zabiegi na lotnisku Caudrona w Guyancourt z radością przypomniałem sobie, że nasze samoloty — nietylko turystyczne, ale i szkolne — robią to dużo, dużo prościej, szybciej i lepiej.

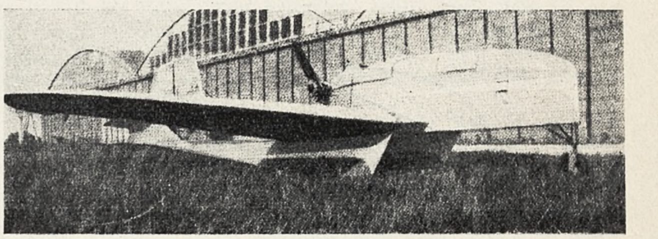
Po tych wszystkich samolotach wielkiego lotnictwa: wojskowych, rekordowych, komunikacyjnych i wielkiego turyzmu zakończmy przegląd wystawy na tej kategorii, która najmocniej raduje duszę „szarego człowieka" lotnictwa: na samolotach o konstrukcji całkowicie drewnianej, jedno- lub dwumiejscowych, których moc silnika waha się od 25 do 75 KM, obciążenie powierzchni od 20 do 40 kg/m², a chociaż szybkość maksymalna rzadko przekracza 150 km/g, to zato szybkość minimalna nie przewyższa 60 km/g

Dane charakterystyczne samolotów cywilnych na wystawie lotniczej w Paryżu 1937 r.

SAMOLOT		SILNIKI			Ilość i układ płatów	Rozmiary				Ciężary		Obciążenia		Szybkości	
Typ	Przeznaczenie	Typ	ilość	moc KM		rozpiętość m	długość m	wysokość m	pow. nośna m²	własny kg	całkowity kg	pow. nośnej kg/m²	mocy kg/KM	maks. km/g	minim. km/g
Caudron Rafale C — 690	szkolny myśl. 1 m	Renault	1	220	1 d	7,1	7,70	—	9	672	905	100,5	4,13	370	97
Morane 430	„ szybk. 2 m	Salmson 9 AG	1	390	1 d	—	—	—	16	1250	1700	106	4,4	360	—
Romano 80	„ akrob. 2 m	Lorraine	1	240	2	10,5	7,5	2,95	25,25	875	1275	50,6	5,3	235	75
ANT — 25	rekordowy 3 m	AM — 34 — P	1	1000	1 d	34	13 4	5,5	88	4200	11250	128	11,2	260	—
ANT 35	pas. żer. 10+2 m	M 85	2	850	1 d	20 8	15	—	58	—	6620	114	3,9	432	90
Caudron Goeland C — 440	„ 6+2 m	Renault	2	220	1 d	17,6	13,28	1,96	40	1790	3300	82,5	7,86	305	90
„ Typhon C — 640	pocztowy 2 m	Renault	2	220	1 d	14,8	10,95	3	28	2000	3600	128,5	8,2	378	108
Farman 224	pasażer. 40+4 m	Gnome Rhone K — 14	4	800	1 g	36	23,35	5,2	186	—	16270	87,6	5,09	310	—
Praga 210	„ 4 m	Walter Minor	2	85	1 g	12,5	8 5	2,07	17,5	850	1350	77	7,94	230	90
Avia 60 MP	sportowy 1 m	Mengin	1	25	1 śr	15,1	7,0	—	18,2	220	330	18,1	13,2	100	35
Frelon	„ „	„	1	25	1 g	—	—	—	15	—	315	21	12,6	115	55
Taupin-Peyret	„ „	„	1	32	2 tand	8,4/6,5	5,84	—	20	214	335	16,8	10,5	115	20 (?)
Farman Moustique 451	„ „	Ava	1	30	1 śr	8,0	6,4	—	10,5	135	255	24,3	8,5	125	
Pou du Ciel HM — 16	„ „	—	1	25	2 tand	4,0	3 3	—	—	100	—	—	—	130	40
„ „ „ HM — 18	„ „	—	1	35	2 tand	5,0	3,6	—	—	120	—	—	—	150	40
Kellner Béchereau	sport. dośw. 1 m	Train	1	40	1 śr	6,5	4,42	—	5	—	276	55,4	6,9	160	58
Brochet	„ „	Mengin	1	25	1 g	10	6	—	15	190	300	20	12	110	40
Trébucien	„ „	Train	1	40	1 d	6,6	4,7	—	7,5	185	310	41,3	7,8	200	60
Caudron-Aiglon	„ 2 m	Renault Bgi	1	112	1 d	11,33	7,62	2	14,5	550	825	57	7,4	215	55
Be 550	„ „	Walter	1	50	1 d	11,51	7,30	1,82	14,0	320	540	38,6	10,8	170	60
SFAN — 5	„ „	Train	1	60	1 g	10,4	—	—	15	—	450	30	7,5	—	—
SCAL — FB-31	„ „	Salmson	1	45	1 d	9,25	6	—	12	—	500	41,8	11,6	175	50
Fauvel AV-10	„ „	Pobjoy	1	75	1 śr	10,5	4,2	—	18,35	310	545	29,7	7,3	165	—
Pou du Ciel HM — 19	„ „	Salmson ADA	1	45	2 t	6	4,8	—	—	240	—	—	—	150	40
Farman Moustique — 455	„ „	Mengin	1	35	1 śr	9,8	6,6	—	12,5	—	400	32	11,5	100	—
Maubussin Corsaire	„ „	Salmson	1	60	1 d	11,75	6,8	—	13,5	—	600	43,4	10	175	55
Zlin XII	„ „	Walter Persy	1	50	1 d	10	7,68	1,86	12,0	286	464	38,7	9,3	170	60
Praga E 114	„ „	Praga	1	40	1 g	11,0	6,60	2,6	15,25	268	470	30,9	11,8	150	55
Potez 60	„ „	Potez	1	70	1 g	10	6,97	2,35	14	294	565	40,3	8,1	145	50
Salmson Cri-Cri	„ „	Salmson ADR	1	70	1 g	9 66	6,90	2 18	16	315	570	35,6	8,1	151	59
Leopoldoff Colibri	„ „	Salmson 9 ADB	1	45	2	8,7/6,9	6,1	2,45	16,5	240	460	27,9	10,2	135	45
Volland	„ „	Train	1	60	2	7	6	2	12	310	550	46	9,5	170	60
Caudron Pelican C — 510	„ 4 m	Renault	1	140	1 g	11,82	8,52	—	—	615	1147	—	8,2	177	80
„ Simoun C — 635	„ „	Renault	1	220	1 d	10,4	8,66	1,15	16	700	1230	77	5,6	300	80



Rys. 2. Benes-Mraz Bibi Be 550.



Rys. 3. SCAL - FB 31.

i, co najważniejsza, ceny zaczynają się już od 25000 fr. francuskich (około 6000 zł) za samolot z silnikiem.

Dla ułatwienia przeglądu całej tej gromady, składającej się z 24 samolotów, zgrupujmy je według wyglądu. Do pierwszej grupy zaliczymy tu wszystkie samoloty o normalnym układzie z pewnymi aspiracjami na „aerodynamikę". Będą tu należały wszystkie normalne dolnopłaty ze śmigłem ciągnącym: Caudron - Aiglon, Caudron - Ramier (makieta samolotu dwumiejscowego z miejscami obok siebie w skali 1 : 1 osadzona na b. wysokiej nodze), Zlin XII, Maubussin Corsaire, Benes Mraz 550 i Trébucien; górnopłat Praga E 114 i dwupłat Volland V 10.

Układ dolnopłata ze śmigłem ciągnącym jest rozwiązaniem najłatwiejszym pod względem konstrukcyjnym i najwydajniejszym pod względem aerodynamicznym, i dlatego tak często spotykanym. Nie jest jednak wcale najlepszym pod względem widoczności, wygody i bezpieczeństwa. Najpiękniejszym na wystawie przedstawicielem tej grupy (poza Caudron - Aiglon, który będąc właściwie zwykłym szybkościowym Caudron'em w mniejszej skali przekraczał określone wyżej granice pod każdym względem) jest *Benes - Mraz Bibi Be 550* (rys. 2).

Odznaczał się on pięknymi liniami, mimo kabiny z dwoma miejscami obok siebie; wprawdzie kabina wydawała się trochę za niska, a bardzo ostry kąt pod jakim zbiegało się jej oszklenie z oprofilowaniem przodu kadłuba pozwalał wątpić o dobrej widoczności, jednak prawdopodobnie te właśnie cechy łącznie ze starannym okryciem wszystkich części, które mogłyby wystawać na zewnątrz spodnie na podwoziu, ukrycie dźwigni steru kierunkowego pod górnym oprofilowaniem kadłuba, przy czym pokrycie nad dźwignią zrobiono przezroczyste dla umożliwienia stałej kontroli) pozwoliły na uzyskanie szybkości maksymalnej 170 km/g przy silniku o mocy 50 KM, kabinie z miejscami obok siebie i obciążeniem powierzchni wcale nie wygórowanym.

Z pośród pozostałych dolnopłatów tej grupy warto wymienić tylko *Maubussin - Corsaire*, samolot zresztą normalny, ale posiadający usterzenia w kształcie V, które zaczynają się pokazywać we Francji (po próbach na samolocie dwumiejscowym Spad 922, usterzenie takie będzie zastosowane na samolocie myśliwskim z chowanym podwoziem Spad 710).

Dwa ostatnie samoloty wymienione w tej grupie to znany już od dwóch lat *Praga E 114*, górnopłat wolnonośny z dwoma miejscami obok siebie i *Volland V-10*, zgrabny, starannie opracowany pod względem aerodynamicznym dwupłat dwumiejscowy, z jedną stójką z każdej strony, ze skrzydłami przesuniętymi tak, że krawędź spływu górnego znajduje się nad krawędzią natarcia dolnego. Dzięki temu przednie miejsce zostało usunięte z pod górnego skrzydła, co jest w normalnym układzie lekkiego dwupłata prawie niemożliwe. Samolot ten, przeznaczony do turystyki i szkolenia, posiada spółczynnik akrobacyjny.

Zwartą pod względem charakterystyk i cech konstrukcyjnych grupę stanowią dwa górnopłaty: *Salmson Cri-Cri*, *Potez 60* i dwupłat *Leopoldoff-Colibri*. Wszystkie one mają normalną konstrukcję z dużą ilością zastrzałów i miejscem pasażera pod skrzydłem.

Następna trójka, to *Pou-du-Ciel*: *HM-16* jednoosobowa otwarta, *HM-18* — jednoosobowa kabinowa i *HM-19* dwuoosobowa kabinowa z miejscami obok siebie. Wyglądem swym całkowicie uzasadniają swą nazwę — każda inna byłaby nietrafna. Wszystkie typy wystawione mają ruchomą tylną część tylnego skrzydła, której ruchy są sprzężone z ruchami przedniego, ale w kierunku przeciwnym. Jest to ratunek przed znaną własnością Pou-du-Ciel: trudnością wyprowadzenia ze stromego lotu ślizgowego — podobno skuteczny.

Trochę starożytny wygląd mają małe i wcale już nie młode *Moustique Farmana* — jedno i dwuosobowe. Skrzydła przypięte i zawieszone na drutach stalowych przypominają czasy stworzenia lotnictwa, jednak samoloty te odznaczają się dobrymi wyczynami i niską ceną.

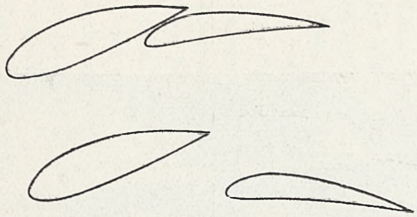
Mały *Brochet* to górnopłat wyróżniający się bardzo małym obciążeniem powierzchni nośnej a dzięki temu małą szybkością lądowania.

Ciekawą drogę ewolucji wskazuje trójka: Avia 60-MP, Frelon i SFAN-5. Wszystkie trzy są górnopłatami kadłubowymi z silnikiem umieszczonym nad skrzydłem i śmigłem pchającym. Pierwszym stopniem jest *Avia 60-MP*: szybowiec, do którego dostosowano silnik 25-konny i prymitywne podwozie; szybkości jego wynoszą: maksymum 100 km/g, minimum 35 km/g. *Frelon* — jest już budowany jako samolot motorowy; dzięki mniejszej powierzchni nośnej zyskał 15 km/godz. na szybkości maksymalnej ale jednocześnie 20 km/godz. na minimalnej. — Czy to warto?

Najgorzej jest z *SFAN-5:* przodkowie jego w prostej linii jednomiejscowy SFAN-2 i dwumiejscowy SFAN-4 zyskały zasłużony rozgłos dzięki swym cechom zbliżonym do szybowców: SFAN-4 z silnikiem o mocy tylko 35 KM uzyskiwał szybkość maksymalną 115 km/g, a minimalną 40 km/g. Znajdujący się na wystawie SFAN-5 również z dwoma miejscami obok siebie dostał lekką osłonę na pasażerów, tworzącą jakgdyby kabinę i silnik 60 KM, ale zato stracił około 3 m^2 powierzchni nośnej — stał się więc już normalnym samolotem lekkim, bez zalet swego wzoru — szybowca, ale zato z wadami, jakie pociąga za sobą silnik, i to dość dużej mocy, postawiony wysoko na skrzydle.

Samolot *SCAL-FB 31* (rys. 3) jest właśnie próbą uzyskania dobrej widoczności, jaką daje posadzenie pasażerów na przedzie kadłuba bez spiętrzania samolotu wgórę. Jest to dolnopłat, z krótkim kadłubem, mieszczącym na przedzie dwie osoby jedna za drugą a na końcu, w okolicy krawędzi spływu skrzydła silnik ze śmigłem pchającym. Usterzenia osadzone są na dwóch szeroko rozstawionych belkach, wychodzących z pod skrzydła, gdzie przednie ich końce niosą po jednym kole. Koła te znajdują się za środkiem ciężkości. Trzeci punkt podparcia znajduje się nie pod usterzeniami — jak zwykle bywa, ale pod przodem kadłuba pod postacią koła balonowego osadzonego na amortyzatorze sprężynowym. Pozwala to na lżejszą konstrukcję ogona, zabezpiecza przed kapotażem i wyskokiem przy lądowaniu, dając jednocześnie samolotowi większa swobodę ruchów na ziemi. Taki układ samolotu ma przed sobą wielką przyszłość, gdyż daje maksymum bezpieczeństwa i komfortu. Silnik, chociaż umieszczony z tyłu za pasażerami, nie jest niebezpieczny w samolocie zabezpieczonym od kapotażu, nie psuje widoczności, nie daje hałasu i spalin do kabiny.

Fauvel AV-10 — bezogonowiec, ze skrzydłem wygiętym do tyłu w kształcie trójkąta. Na tym tylnym końcu znajdują się klapy podłużnego sterowania i normalne usterzenie kierunkowe, dość daleko odsunięte od środka ciężkości. Brzydki czworokątny kadłub. Samolot ten był wystawiony już dwa lata temu i wykonał wiele lotów, spełniając między innymi warunki dopuszczenia do lotów wg Service Technique i wykazując, że nie boi się utraty szybkości, co zgadza się z biegunową jego według np. Aéronautique, która w dużym zakresie kątów natarcia nie wykazuje oderwania.



Rys. 4. Schemat powierzchni nośnych samolotu Kellner Bechereau E-1.

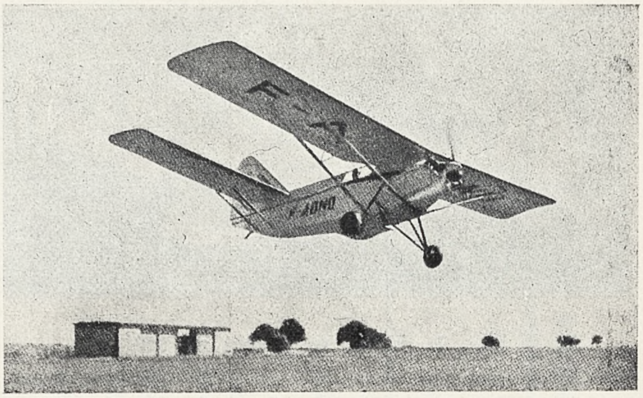
Kellner Bechereau E-1. — Samolot eksperymentalny o skrzydle składającym się z dwóch części: przedniej stałej i tylnej przesuwanej po łuku koła. W położeniu zsuniętym oba profile przylegają do siebie, tworząc profil normalny, a w położeniu rozsuniętym skrzydło utworzone jest z dwóch profili oddzielonych od siebie szeroką szczeliną. (rys. 4).

Pod względem konstrukcyjnym od pierwszego rzutu oka widoczne jest, że samolot ten został zbudowany poto tylko, żeby możliwie najmniejszym kosztem wypróbować nowy typ skrzydła i dlatego tylko dostał się do kategorii samolotów lekkich. Budowę ma jak najprostszą: kadłub drewniany o przekroju prostokątnym bez żadnych zaokrągleń, skrzydło i usterzenia również o obrysie prostokątnym. Podwozie bardzo interesujące: każde kółko umieszczone jest na korbie o osi obrotu prostopadłej do płaszczyzny symetrii samolotu; oś ta znajduje się za kołem, na wysokości dolnych podłużnic kadłuba. Amortyzatory sznurowe mieszczą się wewnątrz kadłuba. Koło przy lądowaniu pozostaje stale prostopadłe do powierzchni ziemi, i przy naciąganiu amortyzatorów koła posuwają się tylko ku przodowi nie rozsuwając się na boki. Szkoda, że podwozie takie trudne jest do zrealizowania dla samolotów o większym ciężarze.

Skrzydło wolnonośne z pokryciem pracującym. Sterowanie rozsuwania profili za pomocą dużej dźwigni z zapadkami. Sterowanie poprzeczne również rozsuwaniem profili. Sterowanie podłużne w tym samolocie za pomocą normalnego usterzenia, w przyszłości ma być rozwiązane również za pomocą zmiany profilu skrzydła.

Szybkość minimalna nie jest rewelacyjna — 58 km/g, ale może jest prawdziwa. Szybkość maksymalna niewielka, mimo b. małej powierzchni nośnej, może z powodu zbytniej pogardy aerodynamiki przy ustalaniu kształtów zewnętrznych samolotu; rozpiętość szybkości (przy skrzydle o zmiennym profilu) wynosi tylko $\frac{160}{58} = 2,75$

Na zakończenie — jedyny na wystawie poza Pou du Ciel samolot ze skrzydłami w tandem — *Peyret - Taupin* (rys. 5). Pretenduje on do pierwszego miejsca pod względem bezpieczeństwa, które daje mu najmniejsza szybkość lądowania, rewelacyjnie mały wybieg przy lądowaniu i rozbieg przy starcie. Nie boi się podobno ślizgu ani utraty szybkości nawet na najmniejszej wysokości, gdyż sterowność jego ma być zapewniona nawet przy najmniejszych szybkościach, dzięki czterem lotkom umieszczonym normalnie na obu skrzydłach. Przy wychyleniach podłużnych drążka obie lotki przednie wychylają się w jednym kierunku, ale przeciwnym, niż obie lotki tylne. Przy wychyleniach zaś poprzecznych drążka — obie prawe w jednym kierunku — obie lewe w przeciwnym. Oba skrzydła mają wyraźną strzałę i kształt V. Konstrukcja bardzo prosta: drzewo sklejka, tylko dźwigary skrzydłowe wykonane są z okrągłych rur duralowych. Wygląd samolotu jest b. brzydki, szczególnie zaś psuje wrażenie rura sterownicza przechodząca wzdłuż kabiny nad samą głową pilota. Wyczyny zato są wprost nieprawdopodobne, szczególnie zaś szybkość lądowania, którą na wystawie podawano na 20 km/g. Przed wystawą wynosiła ona 30 km/g i to dla mniejszego obciążenia powierzchni nośnej. Trzeba jednak pogodzić się z przywilejami wystawy: pod jej wpływem znaczna część samolotów wystawionych zyskała po 20 km/g szybkości maksymalnej, mógł więc ten sympatyczny samolot stracić swoje 10 km/g na szybkości minimalnej. W każdym razie zalety tego samolotu zdają się być potwierdzone przez masowe zamówienie go przez państwo dla klubów.



Rys. 5. Peyret - Taupin.

Wśród 25 samolotów sportowo-turystycznych tylko 3 mają silniki o mocy ponad 100 KM, a tylko 6 z pozostałych — ponad 50 KM. Widoczny jest wyraźny zwrot ku lotnictwu słabosilnikowemu, jako tańszemu tak przy nabyciu jak i eksploatacji samolotu.

Widoczna też była chęć zainteresowania ewentualnego nabywcy — samoloty reklamowano niskimi cenami: np. jednomiejscowy Farman Moustique z silnikiem 30 KM — 25.000 fr. (po 25 groszy za franka) tyleż Trébucien z silnikiem Train 40 KM, a z dwumiejscowych: Farman Moustique z silnikiem Mengin 35 KM — 30.000 fr. Volland — akrobacyjny — z silnikiem Train 60 KM — 35.000 fr. Leopoldoff Colibri z silnikiem Train 40 KM — 33.000 fr a z silnikiem Salmson 40 KM (9 cyl.) uchodzącym za najlepszy z istniejących silników tej kategorii — 40.000 fr. — wreszcie Salmson Cri-Cri z silnikiem Salmson (3 cyl.) 70 KM 42.500 fr. I to wszystko są ceny za samolot z silnikiem, całkowicie wyposażony, bez premii dla nabywcy ze strony państwa, gdyż zostały one we Francji zniesione.

My nie wystawiliśmy ani jednego samolotu cywilnego, a szkoda, bo mamy parę typów, które nie bałyby się żadnego porównania z wystawionymi, niektóre z nich są już nawet znane zagranicą z najlepszej strony.

Nie moglibyśmy niestety nic jeszcze pokazać w kategorii najsłabszej, chociaż i tu pokazały się już u nas pierwsze jaskółki, a wiadomo jest o przygotowaniu jeszcze paru b. interesujących prototypów tej kategorii.

Inż. Romuald Romicki.

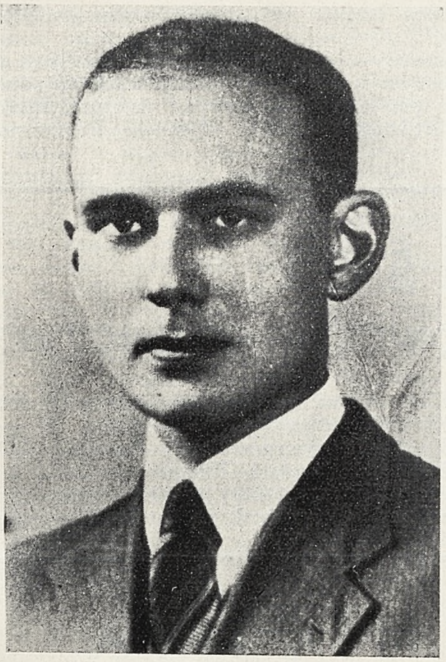
K R O N I K A
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Ś. P. INŻ. MIKOŁAJ AWAŁOW

„Ś. p. Mikołaj Awałow, inżynier-mechanik, starszy asystent Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie zmarł dnia 2-go lutego 1937 roku. W przedwcześnie zmarłym tracimy dzielnego Kolegę, oddanego sprawie Lotnictwa Polskiego. Cześć Jego pamięci!"

Tak brzmiał oficjalny nekrolog Związku Polskich Inżynierów Lotniczych w prasie codziennej z dnią 3-go lutego b. r., mający zawiadomić szerszy ogół o zgonie człowieka, ściśle związanego zawodowo z nami wszystkimi. Smutna ta wzmianka nie zawierała jednak szczegółów, czy bliższych danych o zmarłym Koledze, o tem kim był, co zrobił dotychczas i czegośmy się po Nim spodziewali na przyszłość.

Ś. p. Kolega inżynier Mikołaj Awałow, urodzony w Kaliszu dnia 25 lipca 1905 r. był z pochodzenia gruzinem. Dziecięce lata spędza częściowo w Rosji, w większości zaś w swoim rodzinnym mieście, gdzie w r. 1924 zdaje maturę,



a w 1930 r. kończy Oddział Lotniczy Wydziału Mechanicznego Politechniki Warszawskiej z wynikiem dobrym. Początkowo ś. p. Kolega Awałow obejmuje stanowisko asystenta przy Katedrze Termodynamiki, a czując się duchowo związanym z kulturą i nauką polską, czyni jednocześnie starania o uzyskanie obywatelstwa polskiego. Mając głębokie zamiłowanie do wiedzy lotniczej, pracę w Laboratorium Silników Cieplnych zmienia po pewnym czasie na pracę w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie, w którym pozostawał do śmierci.

Wybitnie zdolny, obdarzony lotnym umysłem i dużą inteligencją, był On jako pracownik Instytutu wykorzystywany wszechstronnie, bądź to przy pracach naukowo-badawczych, bądź też przy pracach konstrukcyjnych i wykazywał w każdej z tych dziedzin dużą świadomość rzeczy oraz intuicję fachową. Poza pracami bieżącymi, Kolega Awałow pogłębiał stale swą wiedzę, wynikiem czego była, napisane przez Niego praca p. t. „Metoda odwzorowania podobnego w Aerodynamice w świetle doświadczenia", którą złożył na Konkurs, ogłoszony przez Z.P.I.L. ku uczczeniu pamięci Marszałka Józefa Piłsudskiego. Wiadomość o uzyskaniu za nią 1-ej nagrody zastała Kolegę Awałowa już w szpitalu, a śmierć nie dała Mu zobaczyć jej wydanej drukiem.

Ciężka choroba zabrała nam Kolegę, którego wiedza i umiejętności służyły wiernie naszemu lotnictwu, zabrała też ze sobą na zawsze, tkwiące w Jego bogatej, tak świetnie się zapowiadającej naturze, wielkie możliwości. Odszedł za młodu, pozostawiając szczery żal wśród ogółu kolegów i przyjaciół.

Związek Polskich Inżynierów Lotniczych.

Pamięta Cię, drogi Kolego, niejeden z nas z czasów tamtych — młodością beztroskich czasów studenckich. Pamięta niejeden Twoją młodzieńczą sylwetkę, Twoją płową czuprynę, Twój szczery, jasny uśmiech. I jeszcze pamięta, zapewne każdy, Twój odrębny, Tobie jedynie właściwy, dowcip. Byłeś inteligentny i zdolny, więc Cię ceniono; byłeś pogodny, dobry i prostolinijny — więc lubiono Cię powszechnie.

Zalety Twego charakteru, prostego i łatwego we współżyciu koleżeńskim, nie były jednak odzwierciadleniem Twego życia prywatnego, gdyż, jak powiedział rodak Twój w serdecznej, ładnej mowie pogrzebowej: „już od dzieciństwa prześladował Cię los ciężki i okrutny".

W latach chłopięcych, za sprawą wojny i rewolucji bolszewickiej, oddzielony od ojca, gdy jeszcze dzieckiem niemal byłeś, przypadło Ci w udziale opiekować się osamotnioną Matką i jej dopomagać. Więc, zamiast na zabawie, czas wolny schodził Ci na nauczaniu swoich rówieśników.

Przetrwałeś to, zmieniając szkołę średnią na uczelnię wyższą. Zmieniłeś mundurek uczniowski na czapkę studencką, klasę gimnazjalną zmieniłeś na audytorium i kreślarnię i żyłeś dalej jako człowiek, jakby stale sam od siebie starszy, poważniejszy — ucząc się sam, uczyłeś stale innych. Toteż zawsze do Ciebie można było przyjść po radę, bo zawsze chętnie jej każdemu udzielałeś, czyniąc to prosto i szczerze.

Potem skończyłeś Politechnikę. Lecz dyplom nie odrazu umożliwił Ci użytkowanie swoich wiadomości. Musiałeś trudnić się i nadal korepetycjami. Pomimo wszystko byłeś zawsze miły i pogodny.

Przetrwałeś lata najgorsze i oto pamiętamy Cię, my, najbliżsi koledzy Twoi, widzimy Cię przy pracy w zawodzie, który sobie obrałeś, na stanowisku inżyniera-lotnika. Ubyło Ci trochę, jak i niejednemu z nas, Twojej gęstej czupryny. Była to jednak jedyna chyba Twoja strata. Poza nią zdobywałeś stale coraz więcej, umysł Twój, chłonąc wszystko, przyswajał sobie coraz więcej rzeczy nowych — rzeczy ważkich. Stawałeś się więc z każdym dniem dojrzalszy.

Po dwuletniej asystenturze przy Katedrze Termodynamiki i Laboratorium Silników Cieplnych wszedłeś do naszego niewielkiego grona i polubiliśmy Cię wkrótce szczerze i serdecznie. Mijały dni przy pracy, dni koleżeńskiej, dobrej zgody. Zżywaliśmy się coraz bardziej i coraz bliższe się stawały wszystkim nam radości, czy też smutki kogoś z nas.

Aż wreszcie przyszedł czas, kiedy głęboka troska ogarnęła naszą małą lotniczą rodzinę. Patrzyliśmy jak tracisz siły, jak coraz trudniej było Ci wśród nas przebywać. Toczyła Cię choroba, bliżej nam nie znana, tak jak nieznane było wówczas nieubłagane jej końcowe dzieło. Śmierć Twoja spadła na nas nieoczekiwanie i głośnym echem w sercach naszych się odbiła. Zawsze brakować będzie nam wszystkiego tego, co się z istotą Twoją ściśle tak łączyło — Twój jasny uśmiech, rozum Twój i Twój charakter prawy.

Żegnaj nam drogi chłopcze! Mówimy Ci ostatnie nasze „Cześć!". *Przyjaciele.*

STYPENDIUM IMIENIA INŻ. ST. NOWKUŃSKIEGO

Poniżej podajemy szóstą listę ofiarodawców na zainicjowane przez Z. P. I. L., stypendium im. inż. St. Nowkuńskiego:

Płk. inż. T. Karpiński	20,00 zł.
Por. inż. R. Kurkiewicz	10,00 zł.
Razem	30,00 zł.
z listy V-ej (Nr. 1 z 37 r. T.N.L.)	3885,10 zł.
Ogółem	3915,10 zł.

Dalsze wpłaty na powyższy cel można wnosić na konto czekowe Związku w P. K. O. Nr. 25.545.

NOWOPRZYJĘCI CZŁONKOWIE

Fisz Don Władysław — Lublin
Pawłowicz Zygmunt — Warszawa
Starowicz Zygmunt — Warszawa.

WYNIKI KONKURSU NA GODŁO Z. P. I. L.

Na zebraniu Zarządu dn. 12.II. 1937 r. rozpatrzone zostały, nadesłane w ilości 21 projekty godła Związku, poczem Zarząd postanowił przyznać 1-szą nagrodę w wysokości 50 zł. p. Stanisławowi Hiszpańskiemu za projekt, oznaczony godłem „X—36", drugą zaś nagrodę w wysokości 25 zł. przyznać p. Januszowi Kallerowi za projekt, oznaczony godłem „galcsi".

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Iskrzenie świecy zapłonowej wygłosił dn. 22 stycznia 1937 r. inż. Konrad Jagoszewski.

Prelegent przy pomocy oryginalnej metody, opartej na zasadach problematyki, czyli nauki traktującej o właściwym stawianiu problemów, ujął całość zagadnień dotyczących świecy i przy pomocy siedemnastu funkcyj związał wpływy silnika, iskrownika oraz otoczenia na iskrzenie, przystosowanie cieplne oraz szczelność świecy. Z powyższych funkcyj na podstawie doświadczeń znanych jest obecnie zaledwie cztery.

. . .

Po odpowiednim uszeregowaniu czynników prelegent uzyskał trzy funkcje określające ich wpływ na cechy charakterystyczne świecy. Z kolei prelegent wyznaczył metodę pomiaru, aparaturę oraz jednostki pomiarowe charakteryzujące jakość świecy.

Specjalnie szeroko, z uwagi na ważność problemu prelegent potraktował zagadnienie tytułowe systematyzując i uzupełniając artykuł swój drukowany w grudniowym numerze r. z. T. N. L.

Po zilustrowaniu przez prelegenta szeregiem praktycznych wniosków wartości omówionych metod pomiarowych wywiązała się ożywiona dyskusja w której zabierali głos kol.kol.: Senkowski, Challier, Rybiński, Brzozowski i inni.

WIADOMOŚCI
ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

Istniejąca przy Zrzeszeniu P. P. L. Komisja Lotnicza PKN posiada w swoim rozporządzeniu następujące materiały normalizacyjne zagraniczne:

Normy DIN Deutsche Industrie Normen.
„ AFNOR Association Française de Normalisation.
Normy BESA British Engineering Standards Association.
„ UNI Unificazione Nell'Industria.
„ CSN Ceskoslovenske Normy Letecké.
„ OST Soviet Truda i Oborony.

Wyżej wymienione normy lotnicze mogą być przeglądane przez zainteresowanych w biurze Zrzeszenia.

NOWE WYDAWNICTWA

TECHNIK. TOM I. Wydanie drugie. Str. XVI + 1236 form. A 5 z 499 rysunkami w tekście i trzema tablicami. Warszawa 1936. Wydanie staraniem Wydziału Wydawnictw Technicznych przy Stowarzyszeniu Techników Polskich Warszawie z zapomogą Ministerstwa Wyznań Religijnych i Oświecenia Publicznego pod redakcją inż. Czesława Mikulskiego. Cena w oprawie 50 zł.

Założeniem, które sobie postawili inicjatorzy drugiego wydania „Technika" było stworzenie wydawnictwa o charakterze zbliżonym do niemieckiego Hütte, opracowanego przy uwzględnieniu najnowszych zdobyczy techniki i ujętego w sposób nawskroś oryginalny i odpowiadający potrzebom polskiej techniki, w przeciwieństwie, do pierwszego przedwojennego wydania tego dzieła, ściśle wzorowanego na niemieckim pierwowzorze. Założenie w polskich warunkach trudne do urzeczywistnienia ze względu na szczupłe kadry fachowców i na brak funduszów, podstawową przyczynę długotrwałego opracowania omawianego wydawnictwa. (od 1925 do 1936 r.).

Trudnościom powyższym należy niewątpliwie przypisać pierwsze wrażenie, jakie otrzymuje się przy przeglądaniu dzieła: wrażenie mozajkowatości na skutek znacznych różnic w sposobach ujęcia poszczególnych rozdziałów opracowanych na przestrzeni długiego okresu czasu przez licznych autorów.

Pierwsza połowa tomu do „Materiałoznawstwa" ma jedną wspólną cechę, to wysoki poziom traktowania przedmiotu. Odnośnie zaś poszczególnych działów tej połowy można postawić następujące uwagi krytyczne:

Pierwszy dział „Matematyka" wypadł w stosunku do innych nieco za wąski. W rozdziale o wyznacznikach pożądane byłoby uzupełnienie przez dodanie: twierdzenia Laplace'a o rozkładzie wyznacznika, mnożenia wyznacznika, pojęcia o macierzy oraz form liniowych. W rachunku różniczkowym brak jest funkcji analitycznych i równań o pochodnych cząstkowych.

Co do nomografii, która jest umieszczona gdzieś w „dodatku" na szarym końcu, to należałoby ją umieścić razem z matematyką w końcu działu pierwszego. Należy zauważyć, że wobec szerokiego stosowania nomografii w technice zakres jej jest za szczupły. Tu należałoby podać zasadę i sposób użycia suwaka rachunkowego. Również przydało by się bardzo podanie: zasadniczych wiadomości o pewnych sposobach obliczania mechanicznego i podanie opisu przyrządów takich, jak planimetr, integraf i arytmometr, które często są dziś w technice używane.

Odnośnie działu drugiego — „Mechanika" i działu trzeciego — „Sprężystość i wytrzymałość", to jest do zarzucenia: stosowanie dwóch systemów układów spółrzędnych x, y, z — prawoskrętnego i lewoskrętnego oraz dwóch systemów znakowania wytrzymałościowego: systemu Karmana stosowanego w Niemczech) i systemu Lamé. Które z tych systemów są lepsze, o tym dyskutować nie miejsce jest tutaj, jednak należy zaznaczyć, że w jednej książce nie powinno być takiej różnorodności.

Działy te potraktowane są zupełnie oryginalnie i uwzględniają nowoczesny zakres potrzeb inżyniera.

Co się tyczy drugiej połowy tomu, obejmującej „Materiałoznawstwo" i „Dodatek", to posiada ona zupełnie inny charakter i inny sposób ujęcia. Możliwie unikane są tu wykresy, schematy i wzory matematyczne, które by niewątpliwie podniosły poziom i wartość tej części tomu.

W „Wiadomościach ogólnych o materiałach" (str. 621) skoro jest mowa o budowie materii, należałoby podać to w formie zwięzłej obejmującej pewną całość dzisiejszego stanu wiedzy. To zaś, co zostało podane stanowi strzępki pojęć. Co do podanych w dalszym ciągu: tabeli 4 „Pierwiastki posiadające izotopy" i tabeli 5 „Promień atomu w 10^{-8} cm (A)", to inżynier nigdy nie będzie z nich korzystał.

W rozdziale C. „Stopy" (str. 646) brak jest reguły faz — podstawy dyskusji wykresów termicznych.

Rozdział „Badania mechaniczne i technologiczne" (str. 673) potraktowany jest zbyt powierzchownie i nienowocześnie. Badania na zmęczenie (str. 682) są uważane jako nieznajdujące szerszego zastosowania w technice, gdy tymczasem badania te są dziś bardzo szeroko stosowane, zwłaszcza w technice lotniczej i należałoby im poświęcić w Techniku więcej miejsca niż ⅓ strony.

„Badania rentgenograficzne" (str. 694) również są traktowane b. pobieżnie i nie mogą czytelnikowi dać żadnej korzyści.

Rozdział o korozji (str. 696) nie uwzględnia b. ważnej dziedziny — korozji stopów lekkich i ich ochrony i konserwacji.

Tworzywa niemetalowe są podane w formie opisowej, przy czym niezawsze są podane własności, któreby mogły stanowić dane do warunków technicznych, a metody badań są podane tylko w niektórych wypadkach.

Recenzja z wydawnictwa, przedstawiającego sobą ogrom pracy i trudów, tak godnych uznania w naszych warunkach, została z konieczności w znacznej mierze ograniczona do omówienia jego usterek. Usterki te nieznacznie tylko wpływają na wartość nowego wydawnictwa i nie umniejszają w niczym zasług jego wydawców a przede wszystkim redaktora inż. Mikulskiego, któremu przypada w udziale znaczna część zasługi za stworzenie optymum tego, na co pozwalały trudności, towarzyszące wydawaniu nowego „Technika".

K. W.

HANDBUCH DER LUFTFAHRT, Rocznik 1936. Wydany przy współpracy Ministerstwa Lotnictwa Rzeszy przez inż. R. Schulza, G. W. Feuchtera i dr. inż. W. v. Langsdorffa. 413 str. A 4 + 70 str. ogłoszeń. Monachium 1936, J. F. Lehmann. Cena 8 RM w oprawie płóciennej.

Szerokie uznanie zdobył sobie swego czasu dr. inż. v. Langsdorff, jeden z wydawców omawianego Handbuchu, corocznym wydawaniem dwóch tomików. Jeden z nich, Taschenbuch der Luftflotten, zawierał w małej książeczce tablice charakterystyk i fotografie samolotów, silników, szybowców i balonów całego świata; drugi, Jahrbuch der Luftfahrt, dawał w bogato ilustrowanych artykułach przegląd najnowszych zdobyczy techniki lotniczej, tendencji rozwojowych i postępów w dziedzinie osiągów i konstrukcji. Od pięciu lat roczniki te przestały wychodzić. Obecnie dalszym ich ciągiem ma być omawiany tu Handbuch. W układzie swym i wyglądzie zewnętrznym zbliża się jednak raczej do znanych wydawnictw angielskich, w rodzaju „Jane's All The World Aircraft". Książka zawiera następujące działy: Organizacja lotnictwa, Wytwórnie sprzętu lotniczego, Typy samolotów wojskowych, Typy samolotów cywilnych, Typy silników lotniczych. Wydawcy obiecują uwzględnić w przyszłych wydaniach również szybowce i sterowce. W obrębie każdego działu omówione są typy w porządku alfabetycznym państw. Rzut oka na informacje o polskim lotnictwie odbiera jednak zaufanie do dokładności pozostałych części tej publikacji. O ile wiadomości o organizacji, a nawet stanie liczebnym polskiego lotnictwa nie wykraczają nieścisłością poza toleracje normalne dla wydawnictwa zagranicznego, o tyle zdziwienie wzbudzają opisy sprzętu. Dowiadujemy się np., że Polska posiada „Nachtbomber"... PZL IV, „Linienflugzeug" PWS 19, że używamy w lotnictwie morskim jeszcze samolotów Cams 55 i R 8, natomiast słówka nie ma o PZL 23, wielokrotnie opisywanym w prasie fachowej, nawet niemieckiej, ani o R XIII lądowym. Błędów takich można spotkać więcej. Nie wiemy, kto zawinił, niesumienność wydawnictwa czy też niefachowy informator, możemy jednak stwierdzić, że to co podaje np. Jane's o polskich samolotach o wiele bliższe jest prawdy. Dziwny wydaje się również fakt, że w oświetleniu Handbuchu Niemcy nie posiadają ani jednego samolotu wojskowego. W tych warunkach dzieło o niewątpliwie słusznych założeniach i pod względem szaty zewnętrznej bardzo starannie wydane może mieć tylko ograniczoną wartość informacyjną. Nie zastąpi ono także wspomnianych na wstępie wydawnictw, które niestety nie zostały wznowione. *E. K.*

WIADOMOŚCI INSTYTUTU METALURGII I METALOZNAWSTWA, rok 3, Nr. 4, strony 173 do 215 + plansze XXVIII do XXXV. Warszawa, 1936.

Poniżej podajemy spis prac, zamieszczonych w ostatnim zeszycie „Wiadomości", będących oficjalnym wydawnictwem Instytutu Metalurgii i Metaloznawstwa oraz Zakładu Metalurgii i Metaloznawstwa Politechniki Warszawskiej, wraz z omówieniem ciekawszych prac.

J. Czochralski i *J. Kaczyński:* Wpływ metali ziem alkalicznych na silumin.

J. Czochralski i *O. Lubinkowski:* Wykres rekrystalizacji cynku.

J. Czochralski i *S. Brunne:* Anizotropia twardości pojedyńczych kryształów cynku.

M. Śmiałowski: Otrzymywanie wielkich monokrystalicznych próbek metali.

G. Welter: Próba na zmęczenie gięto-obrotowe i rozciągająco-ściskające II.

Praca ta, jakkolwiek jeszcze nie zakończona, nasuwa zdecydowane zastrzeżenia. W pierwszej części (str. 151 Wiadomości I. M. M. Nr. 3 z 1936 r.) autor podał błędny rozkład naprężeń w próbkach zginanych. Według autora naprężenia w wypadku przekroju prostokątnego mają przebieg liniowy, zaś w wypadku przekroju kołowego i eliptycznego mają przebieg nieliniowy, ze znacznym wzrostem naprężeń w warstwach skrajnych.

Z teorii sprężystości wiadomo, że przy zginaniu rozkład naprężeń normalnych jest zawsze liniowy (w materiałach jednorodnych) niezależnie od kształtu przekroju. Autor, jak widać, zbyt pesymistycznie brał warunki naprężeń przy zmęczeniu obrotowo-giętnym i w końcu doszedł niesłusznie do przekonania, że próba na zmęczenie obrotowo-giętne (jak również i na zmęczenie skrętne) jako zależna od stanu powierzchni nie może dać wyników miarodajnych. Autor wnioskuje w końcu, że tylko próba na zmęczenie rozciągająco-ściskające jako odbywająca się przy równomiernym rozkładzie naprężeń w przekroju próbki, może dać wyniki całkiem miarodajne.

Celem osiągnięcia możliwie idealnych warunków próby, autor zbudował maszynę, której szczegółowy opis podaje w drugiej części swej pracy. Maszyna ta posiada zasadnicze wady konstrukcyjne, o których należy pamiętać, ażeby uniknąć błędnych wyników. Przekazywanie siły na dźwignię L (rys. 7 str. 194 Nr. 4) od korbowodu za pośrednictwem trzech sprężyn odbywa się przez fale sprężeń i rozprężeń, których częstotliwość da się obliczyć na podstawie wymiarów sprężyn. Wymiary te dadzą się ustalić bezpośrednio z rysunku po uwzględnieniu skali, wynoszącej, jak stwierdzono, około 1 : 6,2. Przeprowadzone obliczenia [1]) wykazały, że częstotliwości, odpowiadające stojącym falom w sprężynach, wynoszą dla sprężyn dużej, średniej i małej odpowiednio 750, 1630 i 2300 (częstotliwość pierwsza) oraz trzy i pięć razy więcej dla częstotliwości drugiej i trzeciej. Przy stopie korbowodu mieści się strzałka sprężyny, a na przeciwnym końcu sprężyny węzeł (końcowy).

Jasne jest, że sprężenie statyczne sprężyny i sprężenie dynamiczne przez falę będą się różniły tym bardziej, im krótsza będzie fala, t. j. im większa będzie częstotliwość.

Ponieważ, jak widać, szybkości fal w trzech sprężynach wyraźnie różnią się (mają się jak 1 : 2 : 3), przeto uderzenia tych fal nie będą jednoczesne, lecz osobne, stądcharakter i wielkość obciążeń zmiennych będą bardzo złożone, a tym samym wyniki niemiarodajne. Maszyna w obecnym stanie może tylko służyć do prób zmęczeniowych przy małej częstotliwości, a przy większych częstotliwościach wyniki mogą mieć tylko znaczenie porównawcze, nie dające pojęcia o granicy zmęczenia.

Jak wynika z treści opisu maszyny, autor nie przewidywał w maszynie rezonansu, a jednak wykorzystać należałoby tę maszynę tylko jako rezonansową, dobierając odpowiednie sprężyny i masy ruchome. Warunki, według których należałoby przerobić maszynę, są następujące:

1. Szybkości fal we wszystkich sprężynach powinny być jednakowe. Warunek ten wynika stąd, że uderzenia fal, t. j. dobieg ich do węzłów powinien być jednoczesny, ażeby otrzymać jedno maximum i jedno minimum na cykl zmiennej siły, a nie 3 maxima i 3 minima. Najlepiej dać pojedyncze sprężyny.

2. Układ: (sprężyny + tłok + korbowód) powinien być w rezonansie z częstością obrotów maszyny. Siły bezwładności pierwszego rzędu są wtedy zrównoważone z siłami sprężyn i są one ostatecznie przekazane na fundament. Przeciwwaga w kole zamachowym jest wtedy potrzebna tylko do zrównoważenia siły odśrodkowej czopa korby. Siły tarcia, zużycie łożysk, niezbędna moc napędowa w tym wypadku sprowadzają się do minimum (zamiast 3—4 KM wystarczy 1 KM).

3. Ilość obrotów powinna być możliwie duża — conajmniej 2800 1/min, ze względu na czas prób.

4. Maszyna powinna stać na mocnym masywnym fundamencie (na parterze), gdyż w powyższych warunkach fundament przejmie zmienne siły. (D. n.).

K. W.

[1]) Obliczenia te dostarczone przez autora recenzji nie zostały tu zamieszczone ze względu na brak miejsca. (Przyp. red).

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.**
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

3546 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 8, tel. 644-58.